



**Universidade de Aveiro** Departamento de Engenharia Mecânica  
2010

**Lia Catarina  
Gonçalves Pereira**

**Análise de Estruturas Multimodulares de  
Parede Fina para Aeronáutica**





**Lia Catarina  
Gonçalves Pereira**

**Análise de Estruturas Multimodulares de  
Parede Fina para Aeronáutica**

Dissertação apresentada à Universidade de Aveiro para cumprimento dos requisitos necessários à obtenção do grau de Mestre em Engenharia Mecânica, realizada sob a orientação científica do Professor Doutor Francisco José Malheiro Queirós de Melo, Professor Associado do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Aveiro e sob a co-orientação científica do Professor Doutor Rui Pedro Ramos Cardoso, Professor Auxiliar do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Aveiro.





## **Agradecimentos**

Este espaço é dedicado àqueles que deram a sua contribuição para que esta dissertação fosse realizada. A todos eles deixo o meu agradecimento sincero.

Começo pelo meu namorado, António Jorge Abreu Moreira Fernandes Teixeira pelo apoio constante.

Agradeço à Professora Emília Natália Abreu dos Santos Moreira Teixeira pela paciência e ajuda na escrita e tradução, e ao Senhor Engenheiro Jorge Manuel Fernandes Teixeira pelos ensinamentos preciosos na resolução das dificuldades surgidas ao longo do trabalho.

E por fim, ao meu colega e amigo, João Pedro Coelho Aça de Matos pela ajuda na escrita dos termos técnicos.

O meu obrigado a todos.



## **O júri**

Presidente

**Professor Doutor Jorge Augusto Fernandes Ferreira**

Professor Auxiliar, Presidente do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Aveiro

Orientadores

**Professor Doutor Francisco José Malheiro Queirós de Melo**

Professor Associado do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Aveiro

Co-orientador

**Professor Doutor Rui Pedro Ramos Cardoso**

Professor Auxiliar do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Aveiro

Arguente

**Professor Doutor José Luís Soares Esteves**

Professor do Departamento de Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto



## Palavras-chave

Estrutura Multimodular, Estruturas Aeronáuticas.

## Resumo

O objectivo desta tese é o estudo aerodinâmico e o cálculo estrutural de uma asa de aeronave ligeira, em voo de cruzeiro. Para tal, escolheu-se como modelo um dos aviões da *Redbull Air Race*, por se ter informações sobre a altitude média de voo e a velocidade máxima permitida. Nesta competição existem dois tipos de aviões, o *Zivko Edge 540* e o *MXS-R*. Optou-se pela aeronave mais usada nesta competição, o *Zivko Edge 540*.

A primeira fase consistiu na caracterização do perfil optimizado da asa com recurso ao *software PROFILI 2.27c*. Este *software*, através de variáveis impostas inicialmente (corda do perfil, altitude e velocidade) fornece uma tabela e vários gráficos sobre os coeficiente de sustentação, arrasto e momento no centro aerodinâmico de cada perfil e as dimensões mais relevantes para o seu desenho, dando ainda a possibilidade de combinar perfis.

Após se ter encontrado o melhor perfil da ponta e da raiz, combinou-se estes por forma a discretizar a asa em pequenos elementos para se obter os perfis ao longo desta. Tendo obtido os perfis ao longo da asa é agora possível calcular as forças de sustentação, arrasto e o momento sobre cada elemento em que a asa foi discretizada. Continuou-se o estudo aerodinâmico e obteve-se a sustentação real da asa e a velocidade mínima para a aeronave permanecer em voo recto e nivelado.

A etapa seguinte foi a de projectar a estrutura interna da asa de forma a se conseguir a melhor relação rigidez/massa, afastando-se no entanto o 1º modo de vibração da frequência de excitação do motor. Este procedimento deve ser seguido mesmo tendo em conta que a fuselagem pode atenuar a transmissibilidade de amplitude do motor até à asa, tendo assim menor impacto na vibração da asa. Além destas acções dinâmicas, a asa deve suportar também as pressões e momentos gerados em voo e uma força equivalente a 10G, ou seja, dez vezes o peso da aeronave com piloto e combustível.



**Keywords**

Multimodular Structures, Aeronautic Frame.

**Abstract**

The objective of this thesis is the aerodynamic study and the structure's calculation of a light aircraft's wing at cruise speed. In order to accomplish this objective we have chosen one of Redbul Air Race aircraft model because the information about the average flying altitude and maximum speed allowed is available. In this competition there are two types of aircrafts, the Zivko Edge 540 and The MXS-R. We have chosen the most used aircraft in this competition, the Zivko Edge 540.

The first stage of our study was the characterization of the wing's optimized profile with the help of PROFILI 2.27c software. This software, through previously defined variables (stringer, altitude and speed) provides a chart and several graphics referring to the sustainability coefficient, grab force and momentum in the aerodynamic centre of each profile and the most relevant dimensions for its drawing, thus giving us the chance to combine profiles.

After having found the best profile from root to tip, we combined them to analyze the wing in small elements in order to get the profiles across the wing. Having done this, it's now possible to calculate the sustainability forces, grab and momentum of each of the elements that we had decomposed the wing in. We continued the aerodynamic study and we got the real sustainability of the wing, as well as the minimum speed required for the aircraft to keep itself in a straight and leveled flight.

The following stage was to design the internal structure of the wing in order to achieve the best correlation rigidity/mass, excluding however the first frequency vibration mode of the engine operating excitation. This procedure should be followed even when considering that the fuselage may soften the transmission of the engine's amplitude to the wing, thus having less impact on the wing's vibration. Besides these dynamic actions, the wing has to endure the pressure and momentums generated during the flight and a force equivalent to 10G, i.e., ten times the weight of the aircraft with its pilot and fuel.





## Índice

Índice de Figuras.....	17
Índice de quadros .....	23
Nomenclaturas .....	25
Capítulo 1 – Introdução .....	27
1.1 Enquadramento.....	27
1.2 Pesquisa Bibliográfica .....	27
1.3 Metodologia .....	28
1.4 Estrutura da Tese .....	28
Capítulo 2 - Apresentação das asas monoplanos.....	31
2.1 Introdução.....	31
2.2 História .....	31
2.3 As Asas .....	35
2.3.1 Posição das asas e respectiva forma [10] .....	35
2.3.2 Suporte das Asas .....	36
2.3.3 Forma da Asa Projectada.....	37
2.3.3.1 Aspect ratio (Alongamento).....	37
2.3.3.2 Wing sweep (flecha).....	37
2.3.3.3 Variação da forma da asa projectada ao longo do comprimento.....	38
Capítulo 3 – Descrição técnica e apresentação do Zivko Egde 540.....	41
3.1 Introdução da análise estrutural e da aerodinâmica de voo.....	41
3.2 Análise estática da aerodinâmica do perfil.....	41
3.2.1 Número de Reynolds.....	41
3.2.2 Perfil aerodinâmico.....	42
3.2.3 Ângulo de ataque .....	42
3.2.4 Coeficiente de sustentação de um perfil aerodinâmico.....	43
3.2.5 Coeficiente de arrasto de um perfil aerodinâmico .....	43
3.2.6 Curva da eficiência aerodinâmica.....	43
3.2.7 Forças aerodinâmicas e momentos em perfis.....	43
3.3 Análise 2D e 3D.....	44
3.3.1 Análise de uma asa finita.....	44
3.3.2 Cálculo da área projectada da asa trapezoidal.....	45
3.3.3 Alongamento .....	45
3.3.4 Relação de Afilamento .....	45
3.3.5 Corda média aerodinâmica .....	45
3.3.6 Coeficiente angular da curva característica da sustentação.....	46

3.3.7 Razão do coeficiente de sustentação da asa e do perfil.....	46
3.3.8 Arrasto induzido .....	47
3.3.9 Coeficiente de sustentação da asa <i>versus</i> ângulo de ataque .....	47
3.3.10 Sustentação da asa finita .....	48
3.3.11 Velocidade de <i>Stall</i> .....	48
3.4 Análise dinâmica.....	48
3.4.1 Frequência natural.....	48
3.5 Apresentação dos modelos da competição Red Bull Air Race.....	49
Capítulo 4 – Optimização do perfil e obtenção da velocidade de <i>stall</i> .....	51
4.1 Introdução.....	51
4.2 Perfil da raiz .....	51
4.3 Perfil da ponta .....	54
4.4 Conclusão do estudo dos perfis.....	57
4.5 Cálculo das forças aerodinâmicas, momentos e posição do centro aerodinâmico dos perfis.....	58
Capítulo 5 - Análise da asa finita .....	61
5.1 Introdução.....	61
5.2 Estudo dos coeficientes aerodinâmicos da asa .....	61
5.2.1 Cálculo da área projectada da asa .....	61
5.2.2 Alongamento .....	61
5.2.3 Relação de afilamento.....	61
5.2.4 Corda média aerodinâmica .....	61
5.2.5 Coeficiente angular da curva característica $c_l$ versus $\alpha$ do perfil .....	64
5.2.6 Coeficiente de sustentação da asa.....	64
5.2.7 Força de sustentação da asa.....	65
5.2.8 Velocidade de <i>Stall</i> .....	65
6.1 Cálculo estrutural da chapa de revestimento.....	67
6.1.2 Tensão máxima instalada .....	69
6.2 Estudo de vibrações na asa.....	70
6.2.1 Introdução.....	70
6.2.2 Análise de convergência.....	70
6.2.3 Estudo de vibrações na asa.....	72
6.2.4 Aplicação das pressões e momentos gerados pelos perfis.....	77
6.2.5 Impacto da força G na estrutura da asa.....	79
Capítulo 7- Conclusão e sugestões para trabalhos futuros.....	81
Referencias bibliográficas .....	85

Anexo A – Profili 2.27c .....	87
A.1 Área de trabalho e calculo do numero de Reynolds.....	87
A.2 Obter os coeficientes .....	87
A.3 Obter mais informações do perfil criado:.....	88
A.4 Apagar perfis criados pelo utilizador:.....	89
A.5 Gerar perfis simétricos: .....	90
A.6 Gerar perfis combinados:.....	90
Anexo B - CATIA .....	91
B.1 Primeiro contacto com o software.....	91
B.2 Desenhar os perfis:.....	91
B.3 Criar a asa:.....	93
B.4 Cortar o aileron:.....	94
B.5 Criar a chapa:.....	94
B.6 Pôr o novo corpo dentro do outro e desenho dos perfis na estrutura interna: .....	95
B.7 Material nas peças.....	97
B.8 Achar o fl .....	97
B.9 Testes de força .....	99
Anexo C .....	101
C.1 Perfil da raiz.....	101
C.2 Perfil da ponta.....	111
Anexo D.....	119
Anexo E.....	123



## Índice de Figuras

Figura 1: As 4 forças fundamentais que actuam num Avião.....	31
Figura 2: Modelo de uma aeronave de George Cayley, em 1799. ....	31
Figura 3: Modelo de um planador de George Cayley, em 1804. ....	32
Figura 4: Avion III visto de lado (em cima) [4], asa recolhidas (em baixo à esquerda) [5] e vista de frente (em baixo à direita) [6].....	33
Figura 5: Desenho exemplificativo do avião dos irmãos Wright.....	34
Figura 6: Réplica do avião de 1903. ....	34
Figura 7: Estrutura interna do primeiro avião dos irmãos Wright em 1903 [7]. ....	34
Figura 8: Avião do francês Robert Esnault-Pelterie de 1904. ....	35
Figura 9: Eixos de coordenadas de uma aeronave[11]. ....	35
Figura 10: Asas baixas.....	35
Figura 11: <i>Mid Wing</i> .....	35
Figura 12: <i>High</i> ou <i>Shoulder wing</i> .....	36
Figura 13: <i>Parasol wing</i> .....	36
Figura 14: <i>Cantilevered</i> .....	36
Figura 15: <i>Strut braced</i> .....	36
Figura 16: <i>Wire braced</i> .....	36
Figura 17: <i>Low aspect ratio</i> .....	37
Figura 18: <i>Moderate aspect ratio</i> .....	37
Figura 19: <i>High aspect ratio</i> .....	37
Figura 20: <i>Straight</i> .....	38
Figura 21: <i>Forward swept</i> .....	38
Figura 22: <i>Swept back</i> .....	38
Figura 23: Constant chord.....	38
Figura 24: <i>Elliptical</i> .....	38
Figura 25: Tapered.....	39
Figura 26: Reverse tapered.....	39
Figura 27: <i>Compound tapered</i> .....	39
Figura 28: <i>Trapezoidal</i> .....	39
Figura 29: Características geométricas de um perfil aerodinâmico com arqueamento positivo [11]. ....	42
Figura 30: Desenho representativo do ângulo de ataque [11]. ....	42
Figura 31: Desenho representativo mostrando as forças aerodinâmicas e momentos aplicados num perfil [11]. ....	43
Figura 32: Curva $c_l$ versus $\alpha$ para um perfil e a determinação do coeficiente angular [11]. ....	46
Figura 33: Determinação do factor de arrasto induzido [11]. ....	47
Figura 34: Representação da velocidade induzida [11]. ....	47
Figura 35: Zivko Edge 540 [15]. ....	49
Figura 36: MXS-R [16] e [17]. ....	49
Figura 37: Medidas usadas para a asa.....	50
Figura 38: Perfil E.....	52
Figura 39: Perfil F.....	52
Figura 40: Perfil G.....	52
Figura 41: Perfil H.....	52
Figura 42: Perfil I.....	53
Figura 43: Perfil obtido para a raiz.....	54
Figura 44: Perfil e.....	55

Figura 45: Perfil f.....	55
Figura 46: Perfil g. ....	56
Figura 47: Perfil obtido para a ponta.....	57
Figura 48: Asa dividida em perfis de 32,38mm de largura.....	58
Figura 49: Zoom dos perfis da asa.....	58
Figura 50: Perfil da corda média aerodinâmica da asa.....	62
Figura 51: Curva do coeficiente de sustentação e de arrasto.....	62
Figura 52: Curva da eficiência do perfil e do coeficiente de momento.....	63
Figura 53: Curva do coeficiente de sustentação da asa.....	64
Figura 54: Gráfico ilustrando a diferença entre o coeficiente de sustentação do perfil e da asa.....	65
Figura 55: Pressão aplicada numa placa rectangular encastrada em dois lados oposto.....	67
Figura 56: Imagem representativa das posições obrigatórias das nervuras.....	68
Figura 57: Gráfico representativo do deslocamento vertical (w) provocado pela pressão de 0.0093 MPa, para vários espaçamentos de nervuras (b) e espessuras de chapa (h).....	69
Figura 58: Eixos de referencia para a chapa.....	69
Figura 59: Aplicação de carga distribuída no intradorso da asa.....	71
Figura 60: Convergência da malha.....	71
Figura 61: Nervuras que definem a forma das asa e do aileron.....	72
Figura 62: Nervuras e as suas distâncias na asa.....	73
Figura 63: Desenho representativo com as medidas da longarina.....	73
Figura 64: Asa com longarina em I.....	74
Figura 65: Primeiro modo de excitação correspondente a asa com longarina em I.....	74
Figura 66: Segundo modo de vibração da asa com longarina em I.....	74
Figura 67: Terceiro modo de vibração da asa com longarina em I.....	74
Figura 68: Alteração da longarina e acréscimo da barra.....	74
Figura 69: Modo de vibração da asa da figura 70 associado ao f1.....	74
Figura 70: Variação da largura da viga ao longo da envergadura da asa.....	75
Figura 71: Representação do primeiro modo natural de vibração correspondente à terceira alteração na estrutura interna da asa.....	75
Figura 72: Asa final após se retirar massa.....	75
Figura 73: Primeiro modo de vibração da asa final.....	75
Figura 74: Vista de cima da asa sem chapa de revestimento.....	75
Figura 75: Vista superior da asa com chapa de revestimento.....	76
Figura 76: Vista isométrica da asa.....	76
Figura 77: Primeiro modo de vibração da asa.....	76
Figura 78: Segundo modo de vibração da asa.....	76
Figura 79: Terceiro modo de vibração da asa.....	76
Figura 80: Deslocamentos provocados pelas pressões e momentos.....	77
Figura 81: Ilustração da tensão de Von Mises.....	78
Figura 82: Deslocamento obtido na asa após aplicação da força G.....	79
Figura 83: Ilustração das tensões de Von Mises na asa quando sujeita à força G.....	79
Figura 84: Asa de alumínio com chapa.....	81
Figura 85: Asa de alumínio sem chapa.....	81
Figura 86: Desenho da estrutura interna de uma asa.....	82
Figura 87: Ligação da asa à fuselagem.....	82
Figura 88: Assembly do flap e aileron a asa.....	83
Figura 89: A área de trabalho do perfil 2.27c.....	87
Figura 90: Calculo do Re.....	87

Figura 91: Desenhar polares: escolha livre.....	87
Figura 92: Seleccionar a “Polar 1” e “Configurar”.....	87
Figura 93: Seleccionar perfil.....	87
Figura 94: Da lista escolher o perfil e “OK”.....	87
Figura 95: “OK”.....	87
Figura 96: “Desenhar”.....	87
Figura 97: “Mostrar polar Cl(Cd)”.....	88
Figura 98: “Mostrar Cl(alpha) Cd(alpha)”.....	88
Figura 99: “Mostrar Cl/Cd (alpha)”.....	88
Figura 100: “Mostrar dados das polares como tabela”.....	88
Figura 101: Tabela de dados.....	88
Figura 102: Tabela de dados (continuação).....	88
Figura 103: “Base de dados de perfis”.....	88
Figura 104: Duplo-click no perfil pretendido.....	88
Figura 105: Vista detalhada do perfil.....	89
Figura 106: Voltar a lista dos perfis e “Imprimir nervura ou bitola para o perfil seleccionado”.....	89
Figura 107: “OK”.....	89
Figura 108: Vista do perfil.....	89
Figura 109: “Perfis”.....	89
Figura 110: “Gestão da base de perfis”.....	89
Figura 111: Seleccionar os perfis criados para os apagar.....	89
Figura 112: “Eliminar”.....	89
Figura 113: “Base de dados de perfis”.....	90
Figura 114: “Filtrar por parâmetros (avancado)”.....	90
Figura 115: Pôr tudo a zeros.....	90
Figura 116: Passámos de 2202 perfis para 169.....	90
Figura 117: “Base de dados de perfis”.....	90
Figura 118: “Não”.....	90
Figura 119: “Gerar combinação de dois perfis”.....	90
Figura 120: Escolher os perfis que se pretende combinar, dar nome ao novo perfil e escolher a percentagem de cada um.....	90
Figura 121: Ambiente de trabalho do CATIA V5.....	91
Figura 122: Criar um projecto novo.....	91
Figura 123: “OK”.....	91
Figura 124: Área de trabalho.....	91
Figura 125: Seleccionar o plano onde se pretende trabalhar e “Sketch”.....	91
Figura 126: Do lado direito tem-se varias ferramentas de desenho.....	91
Figura 127: Começar por desenhar os dados que se tem do perfil 2.27c.....	92
Figura 128: “Spline”.....	92
Figura 129: “Line”.....	92
Figura 130: Para sair do sketch seleccionar “Exit workbench”.....	92
Figura 131: Criar um plano.....	92
Figura 132: Seleccionar o perfil que se pretende e a distância.....	92
Figura 133: Desenhar o segundo perfil no novo plano.....	92
Figura 134: Perfil da ponta.....	92
Figura 135: Usar as ferramentas de desenho 3D.....	93
Figura 136: “Multi-sections Solid”.....	93

Figura 137: Atenção que o closing point tem de estar no mesmo ponto nos dois perfis.	93
Figura 138: Depois do “Replace”	93
Figura 139: Metade da asa.	93
Figura 140: “Mirror” da parte de baixo da metade da asa.	93
Figura 141: “OK”	93
Figura 142: Asa.	93
Figura 143: Seleccionar o plano “xy plane”	94
Figura 144: Desenhar o aileron	94
Figura 145: “Pocket”	94
Figura 146: Seleccionar “Mirrored extent”	94
Figura 147: “Insert”, “Body”	94
Figura 148: “Wireframe and Surface Design”	94
Figura 149: “Join”	94
Figura 150: Seleccionar onde se terá chapa	94
Figura 151: Atenção que esta “película” não é a chapa	95
Figura 152: Voltar a “Part Design”	95
Figura 153: “Thick Surface”	95
Figura 154: A chapa é criada de dentro para fora	95
Figura 155: “Define In Work Object”	95
Figura 156: “Insert”, “Boolean Operations” e “Add”	95
Figura 157: Reparar que desta forma passou-se a ter somente um corpo.	95
Figura 158: Seleccionar um plano.	96
Figura 159: Desenhar a estrutura interna da asa	96
Figura 160: “Pocket”	96
Figura 161: Fazer o “Add” novamente.	96
Figura 162: Seleccionar o “Body 2”	96
Figura 163: O corpo passará a ser um só, mas ainda com a propriedade de se poderem trabalhar em separado (“Yes”)	96
Figura 164: “Hide” “Body 2”, não desaparece o corpo por inteiro, somente a chapa.	96
Figura 165: Barra de ferramentas, “Apply Material”	97
Figura 166: Escolher o material e arrasta-lo para cima do ail.2 e OK	97
Figura 167: Para se ver a peça com o material escolhe-se “shading with amterial”	97
Figura 168: “Analysis & Simulation”, “Generative Structural Analysis”	97
Figura 169: “Frequency Analysis”	97
Figura 170: Seleccionar a área que estará encastrada e “Clamp”	98
Figura 171: “OK”, ver a simbologia que apareceu na superfície	98
Figura 172: Abrir “Nodes and Elements”	98
Figura 173: Duplo-click e escolher a malha.	98
Figura 174: “Compute”	98
Figura 175: “All”, “OK” e “Yes”	98
Figura 176: “Deformation”	98
Figura 177: “Frequency Case”, “Frequency Case Solution” e “Deformation”	98
Figura 178: Tabela com as frequências naturais e pode-se ver o movimento de cada frequência com o “Animate”	99
Figura 179: “Analysis & Simulation”, “Generative Structural Analysis” e “Static Analysis”	99
Figura 180: Fazer o encastramento igual ao da Figura 155 e aplicar as pressões (“Pressure”) e forças distributivas (“Distributed Force”)	99



Figura 181: Escolher as superfícies e no quadro indicar as força e as suas direcção e fazer como mostra na figura 175 e 176. ....	99
Figura 182: Para obter os deslocamentos clicar em “displacement”.....	99
Figura 183: O ícone “Von Mises Stress” fornece os valores da tensão de Von Mises ao longo da asa. ....	99



## Índice de quadros

Quadro 1: Perfis simétricos da base de dados do <i>PROFILI 2.27c</i> para $Re=9476818$ ...	51
Quadro 2: Combinação dos perfis com melhores características do Quadro 1.....	52
Quadro 3: Combinação dos dois perfis de maior eficiência do Quadro 1 e Quadro 2 e Combinação do perfil com a 2º maior sustentação do Quadro 2 e com o de maior eficiência do Quadro 1.....	53
Quadro 4: Segundo perfil standard para o perfil da raiz com melhor eficiência.....	53
Quadro 5: Refinamento do perfil “E474 (14,09%)- portato al 16” entre 90% e 95%.	54
Quadro 6: Perfis simétricos da base de dados do <i>profili 2.27c</i> para $Re=5683280$ . ....	54
Quadro 7: Combinação dos perfis com melhores características do Quadro 6.....	55
Quadro 8: Combinação do perfil com melhor eficiência do Quadro 6 com o do Quadro 7.....	56
Quadro 9: Segundo perfil standard para o perfil da ponta com melhor eficiência.....	56
Quadro 10: Refinamento do perfil “E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT” entre 80% e 90%.....	57
Quadro 11: Características aerodinâmicas do perfil da corda média aerodinâmica.....	63
Quadro 12: Valores de $\beta$ para a resolução da equação 25. ....	68
Quadro 13: Valores para a resolução das equações 27 até à 28.....	70
Quadro 14: Malha e os seus elementos e o deslocamento máximo da asa quando aplicado uma força de 100N.....	71
Quadro 15: Valores da massa e das três primeiras frequências naturais de vibração para a asa com longarina em I.....	74
Quadro 16: Valores da massa e das três primeiras frequências naturais de vibração para a asa.....	76
Quadro 17: Primeiro perfil (12% JOUKOWSKI).....	101
Quadro 18: Segundo perfil (BELL 540).....	101
Quadro 19: Terceiro perfil (Bell AH-1 rotor blade airfoil).....	102
Quadro 20: Perfis simétricos da base de dados do <i>profili 2.27c</i> para $Re=9476818$ . ...	102
Quadro 21: Combinação dos perfis com melhores características do Quadro 20.....	107
Quadro 22: Combinação dos dois perfis de maior eficiência do Quadro 20 e Quadro 21.....	108
Quadro 23: Combinação do perfil com a 2º maior sustentação do Quadro 21 e com o de maior eficiência do Quadro 20.....	109
Quadro 24: Combinação dos perfis de melhor sustentação do Quadro 20.....	110
Quadro 25: Refinamento do perfil “E474 (14,09%)- portato al 16” entre 90% e 95%. ....	111
Quadro 26: Perfis simétricos da base de dados do <i>profili 2.27c</i> para $Re=5683280$ . ...	111
Quadro 27: Combinação dos perfis com melhores características do Quadro 26.....	115
Quadro 28: Combinação do perfil com melhor eficiência do Quadro 26 com o do Quadro 27.....	116
Quadro 29: Combinação dos perfis com melhor eficiência do Quadro 26.....	117
Quadro 30: Refinamento do perfil “E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT” entre 80% e 90%.....	118
Quadro 31: Dados mais relevantes de cada perfil da Figura 48.....	119
Quadro 32: Valores obtidos para o coeficiente de sustentação da asa usando a equação 13.....	123



## Nomenclaturas

**Re:** Número de Reynolds

**$\rho$ :** Densidade do ar

**$v$ :** Velocidade do escoamento

**$\bar{c}$ :** Corda média aerodinâmica do perfil

**$\mu$ :** Viscosidade dinâmica do ar

**$\alpha$ :** Ângulo de ataque

**$c_l$ :** Coeficiente de sustentação do perfil

**$c_d$ :** Coeficiente de arrasto do perfil

**$c_m$ :** Coeficiente de momento do perfil

**$c_l/c_d$ :** Eficiência aerodinâmica do perfil

**$l$ :** Força de sustentação por unidade de envergadura

**$d$ :** Força de arrasto por unidade de envergadura

**$m_{c/4}$ :** Momento ao redor do centro aerodinâmica do perfil

**$S$ :** Área projectada da asa finita

**$c_r$ :** Corda da raiz

**$c_t$ :** Corda da ponta

**AR:** Alongamento

**$\lambda$ :** Relação de afilamento

**$a_0$ :** Coeficiente angular da curva característica  $c_l$  *versus*  $\alpha$  do perfil

**$a$ :** Coeficiente angular da curva característica  $C_L$  *versus*  $\alpha$  da asa finita

**$e$ :** Eficiência de envergadura

**$\delta$ :** Factor de arrasto induzido

**$C_L$ :** Coeficiente de sustentação da asa finita

**$L$ :** Sustentação da asa finita

**$v_{stall}$ :** Velocidade de stall

**$W$ :** Peso da aeronave com combustível e piloto

**$\omega_n$ :** Frequência natural

**$k$ :** Rigidez da estrutura

**$m$ :** Massa da estrutura



## Capítulo 1 – Introdução

### 1.1 Enquadramento

Neste primeiro capítulo é apresentada uma breve descrição do problema objecto da presente tese, bem como a pesquisa bibliográfica utilizada como referência de estudos para a realização da mesma. Também é apresentado o objectivo e a motivação que tornou possível a realização da referida pesquisa.

O estudo do comportamento aerodinâmico e estrutural de uma asa é um assunto de elevada complexidade, mas no entanto fundamental para a indústria aeronáutica no geral.

Para o presente trabalho focou-se nos princípios básicos, tais como: desenvolver o perfil de melhor eficiência para os parâmetros iniciais, obter as pressões e momentos aplicadas nos perfis, projectar a estrutura interna da asa considerando tais pressões e após isto, calcular a sustentação real da asa e a velocidade de mínima possível para manter o voo recto e nivelado da aeronave (velocidade de *stall*). Esta tese serve para o início de um possível futuro projecto na área da aeronáutica a ser desenvolvido por estudantes de engenharia mecânica.

### 1.2 Pesquisa Bibliográfica

A pesquisa bibliográfica realizada para este trabalho baseou-se no livro “Fundamentos da Engenharia Aeronáutica: Aplicações ao Projecto SAE - AeroDesign” escrito pelo Professor Mestre em Ciências Luiz Eduardo Miranda J. Rodrigues da Instituição de Educação, Ciência e Tecnologia em São Paulo, usado para a competição brasileira, SAE AeroDesign. A competição foi concebida e realizada pela SAE International e ocorre nos Estados Unidos desde 1986. A mesma sociedade deu origem à SAE BRASIL em 1991, tendo 8 anos mais tarde sido designada à competição “SAE AeroDesign”. “O objectivo é a competição de engenharia, aberta a estudantes universitários de graduação e pós-graduação em Engenharia, Física e Ciência Aeronáutica”. Com a missão de “divulgar técnicas e conhecimentos relativos da mobilidade aeroespacial”. Os participantes têm de projectar, documentar, construir e voar um avião à escala reduzida, rádio controlado, para elevar a maior carga útil possível.

O livro foi escrito tendo em conta que os leitores seriam “estudantes que desejam obter conhecimentos fundamentais sobre essa ciência fantástica e que contagia a todos que por ela navegam”. O incentivo do autor para a escrita desta obra foi “a falta da literatura aeronáutica em português”, e os conceitos apresentados “foram minuciosamente avaliados tendo em vista a obtenção de resultados bastante confiáveis quando da solução das equações propostas” e “todos os pontos são explicados em detalhes, encaminhando o leitor a um entendimento rápido e fácil de cada um dos tópicos apresentados”. Contudo “Muitos dos conceitos aqui apresentados podem ser encontrados com uma maior riqueza de detalhes na grande diversidade de literatura existente ao redor do mundo, porém é importante ressaltar que todo conteúdo apresentado neste livro é de grande valia para iniciantes no estudo da engenharia aeronáutica”.

O livro está dividido em 8 capítulos, tendo sido os dois primeiros mais usados para esta tese. Do capítulo 1 extraiu-se as informações sobre os principais componentes de um avião. No capítulo 2 retirou-se “muitos conceitos importantes para um correcto projecto aerodinâmico da aeronave. Neste capítulo são apresentados os fundamentos sobre o projecto e selecção de perfis aerodinâmicos, asas de dimensões finitas, distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa” dando “ao estudante um conhecimento básico sobre as

necessidades aerodinâmicas mais importantes a serem estudadas durante a realização do projecto”.

É reconhecido o elevado número de obras técnicas sobre dimensionamento e projecto de estrutura de aeronáutica. Contudo, como refere Luiz Rodrigues, foi reconhecido pela autora desta tese que a obra em que se baseou era bastante completa e simples de obter os conhecimentos para o desenvolvimento do trabalho, não o tendo baseado em mais nenhuma outra.

### 1.3 Metodologia

O objectivo principal desta tese incide na análise de uma estrutura de asa de aeronave ligeira em voo de cruzeiro submetida a forças resultantes da aerodinâmica de voo com o fim de otimizar o seu desenho sobre o ponto de vista estrutural.

Uma asa de avião é uma estrutura algo complexa, envolvendo longarinas, nervuras e a chapas de revestimento. Neste trabalho, serão calculadas por formulação aproximada à teoria das placas e cascas o espaçamento máximo entre nervuras em relação à espessura da chapa. Com formulação específica em aerodinâmica, serão determinadas as forças resultantes no perfil (forças de sustentação, de arrasto e momento aerodinâmico) que se transformam num sistema de forças e momentos equivalentes aplicados na estrutura interna da asa e obter-se-á desta forma a sustentação real da asa e a sua velocidade de *stall*.

Tendo em conta a optimização da relação rigidez/massa (maximizá-la), torna-se um factor importante de projecto evitar que a frequência do 1º modo de vibração da asa esteja próxima da dos restantes componentes do avião, como por exemplo, da frequência de excitação dos motores ou fontes de excitação dinâmica externa como por exemplo o vento. Estas últimas solicitações devem ser testadas após a construção do componente, pelo que para permitir o desenvolvimento do projecto, considerou-se apenas como fonte excitadora, o motor em funcionamento.

Como continuação da metodologia proposta é necessário a correcta definição do sistema de forças actuando na estrutura da asa, as quais se devem principalmente a efeitos aerodinâmicos, devidos a voo de cruzeiro. Aqui geram-se pressões que resultam do perfil transversal da asa e constituem as forças de sustentação, de arrasto e momento aerodinâmico, que serão objecto de estudo detalhado neste texto. Testar-se-á o impacto da força G também na estrutura interna da asa.

### 1.4 Estrutura da Tese

O presente trabalho está estruturado em 7 capítulos.

No capítulo 1 descreveu-se a metodologia, pesquisa bibliográfica realizada e a motivação para o desenvolvimento deste trabalho.

No capítulo 2 dá-se uma breve introdução histórica sobre os pioneiros na aviação e as suas aeronaves. Fica-se com uma ideia geral das várias posições de uma asa e as suas formas geométricas mais comuns.

No Capítulo 3 são fornecidas algumas definições técnicas sobre a aerodinâmica do voo que são fundamentais para os desenvolvimentos dos capítulos seguintes. Também são ilustradas as dimensões para a construção das asa *Zivko Edge 540*.



O capítulo 4 destina-se à optimização dos perfis mais relevantes: o perfil da raiz e da ponta. Tendo estes, conseguiu-se discretizar a asa e obteve-se as características dos perfis ao longo da envergadura num espaçamento de 32.38mm. Obtiveram-se as forças de sustentação, de arrasto e momento aerodinâmico impostas ao longo destes perfis.

As características da asa finita, tais como, área projectada, afilamento, alongamento, corda média aerodinâmica, sustentação da asa e velocidade de *stall* estão descritas pormenorizadamente no capítulo 5.

No capítulo 6 calculou-se o espaçamento máximo entre nervuras (perfis) em função da espessura do revestimento da chapa e desenhou-se a estrutura interna da asa com base nas referidas limitações das frequências naturais de vibração. De seguida, simulou-se a asa completa com as forças e momentos calculados no capítulo 4 e verificou-se o impacto da força G na asa, com a finalidade de se encontrar os deslocamentos e tensão de Von Mises máximos para validar a estrutura projectada.

No capítulo 7 defende-se as principais conclusões deste estudo e são apresentadas algumas propostas para desenvolvimentos futuros.

O trabalho termina com as referencias bibliográficas e anexos.



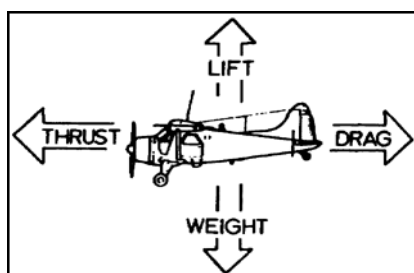
## Capítulo 2 - Apresentação das asas monoplanos

### 2.1 Introdução

Na dissertação falar-se-á apenas de asas monoplano [10], uma vez que a asa desenvolvida foi do mesmo tipo. A explicação de asas com flecha não foi alargada, pois o voo que se usará será subsónico para o qual não é usual utilizar-se asas com flecha.

### 2.2 História

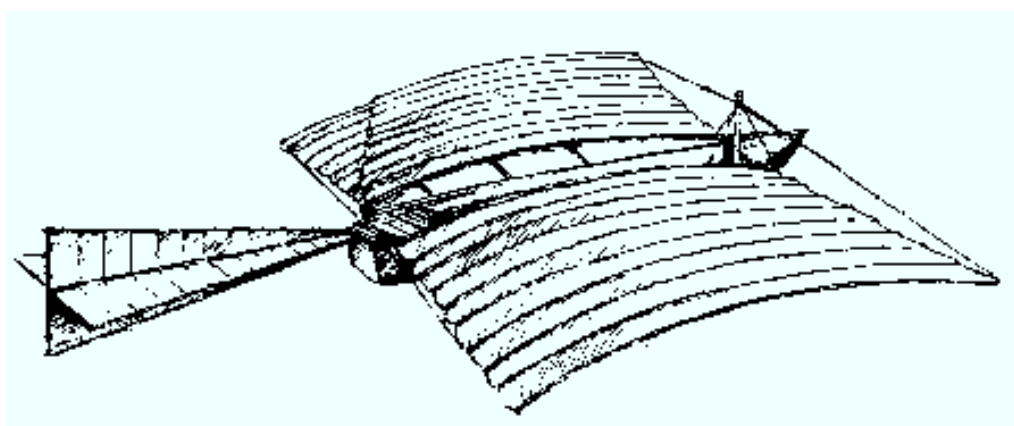
Em 1804, o Sr. George Cayley [1] identificou as quatro forças aerodinâmicas responsáveis pelo voo, as quais são, peso, sustentação, arrasto e impulso. Tal como se encontra explicado na figura 1.



**Figura 1:** As 4 forças fundamentais que actuam num Avião.

Anteriormente a Cayley, os pesquisadores pensavam que o sistema de propulsão gerava simultaneamente a sustentação(lift) e o impulso (thrust), tal como os pássaros ao baterem as asas. No entanto, Cayley foi o primeiro a perceber que o sistema de propulsão gerava o impulso que fazia a máquina avançar, mas que a sustentação era gerada pela forma geométrica das asas [1].

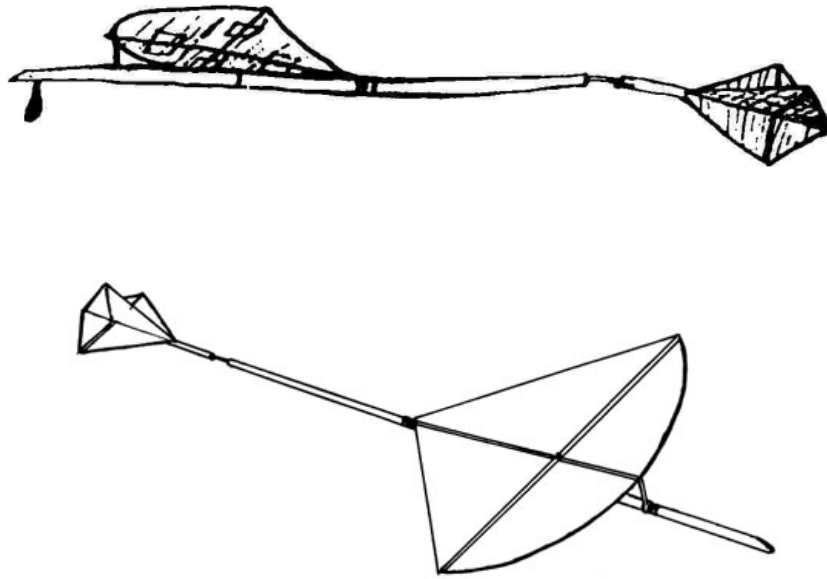
Um dos primeiros projectos de Cayley tinha uma configuração muito parecida com um avião moderno, com fuselagem e asas.



**Figura 2:** Modelo de uma aeronave de George Cayley, em 1799.  
Tinha asas fixas para a sustentação.

Depois das suas observações, Cayley concluiu que os pássaros voavam distâncias maiores quando torciam as asas arcadas e deduziu que as máquinas com asas fixas voariam se as suas asas fossem também curvadas. Esta foi a primeira prova científica do perfil (*airfoil*), a parte do avião que é projectada para produzir a sustentação.

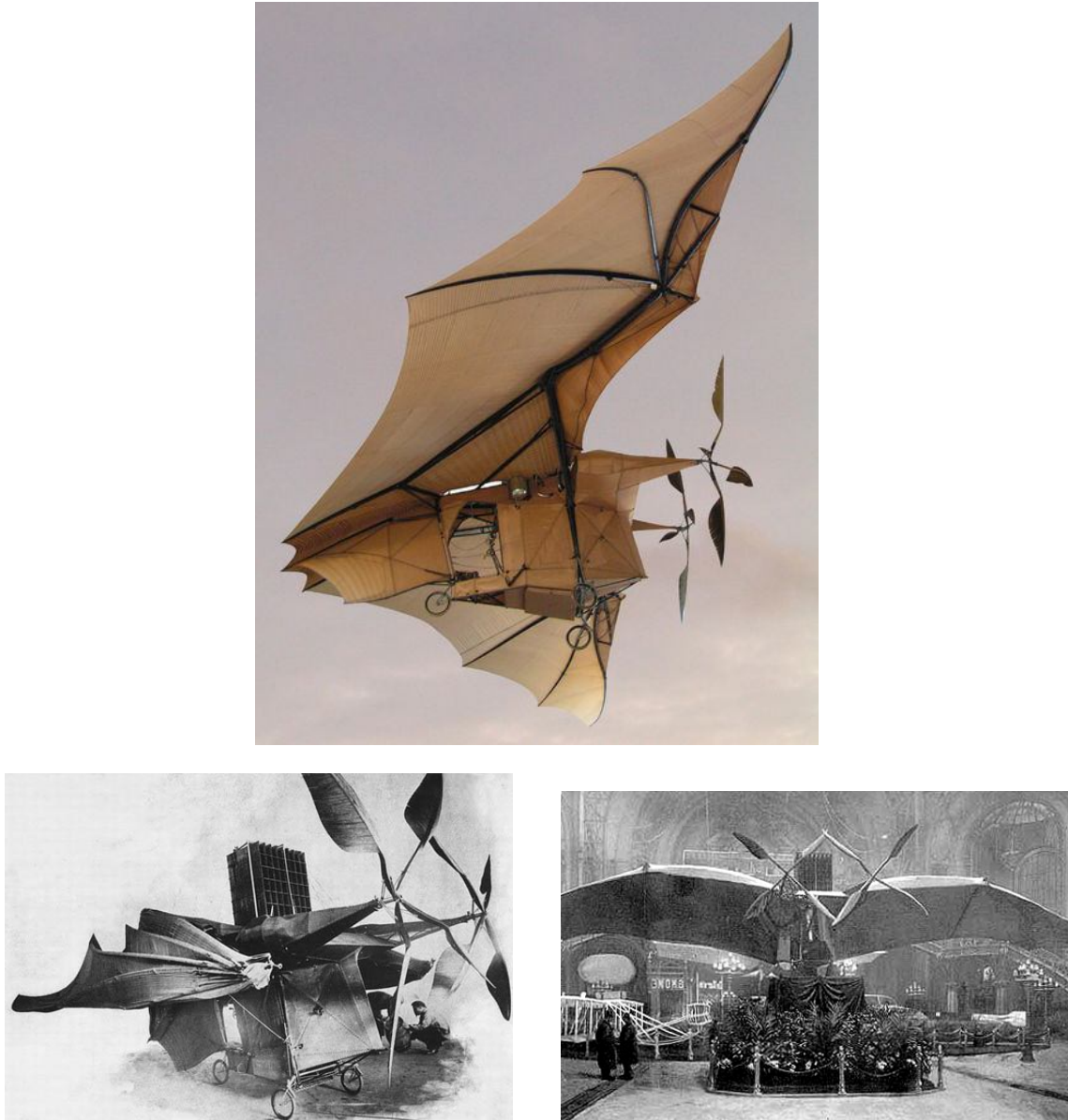
Após continuada observação, Cayley construiu um planador com um dispositivo de torção de corda para avançar no estudo sobre a aerodinâmica e a estrutura das asas.



**Figura 3:** Modelo de um planador de George Cayley, em 1804.  
Com 15m de comprimento e uma asa fixa de quase 28m<sup>2</sup> de área [1], [3].

Em 1890, Ader [2] desenvolveu o *Avion III*. As semelhanças entre o *Avion* e o animal não são ao acaso. Ader recomenda a construção de asas de aviões com a forma das asas de morcego se for um avião de baixa velocidade, no caso de se pretender altas velocidades deve-se construir com a forma das asas dos pássaros.

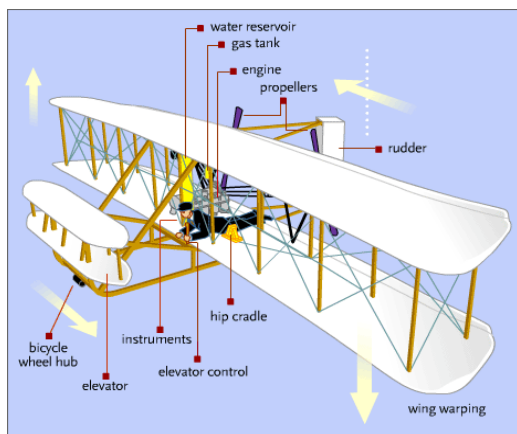
Os raio-X das asas do *Avion III* mostraram que o seu espaço interior era oco e cruzado com finas varas de madeira. Isto torna as asas mais rígidas e leves.



**Figura 4:** Avion III visto de lado (em cima) [4], asa recolhidas (em baixo à esquerda) [5] e vista de frente (em baixo à direita) [6].

Para ser possível mudar de direcção, os irmãos Wright inventaram em 1903, as asas que torciam na direcção para a qual pretendiam virar (tal como um motociclista tem de se inclinar quando efectua uma trajectória curva). Para atingir esse efeito, eles desenvolveram a ideia de torcer ou deformar a asa inteira. Essa acção causa numa das extremidades da asa mais sustentação do que na outra ponta [2].

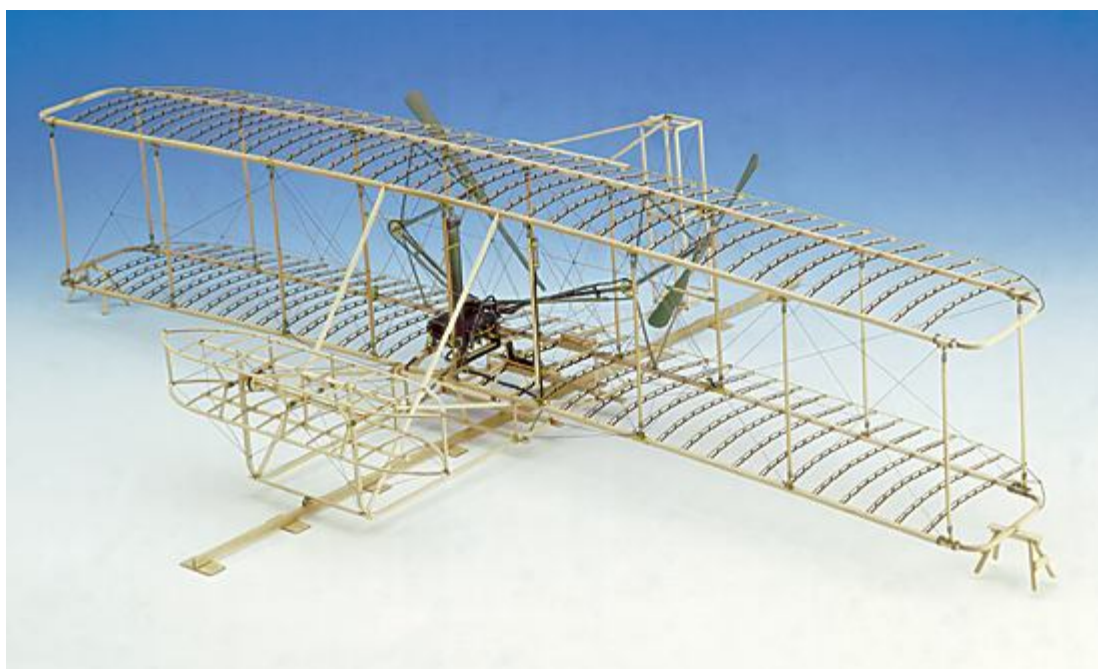
Para produzir o mesmo efeito, os aviões modernos usam *aileron*s, superfícies moveis localizadas perto das pontas das asas.



**Figura 5:** Desenho exemplificativo do avião dos irmãos Wright.



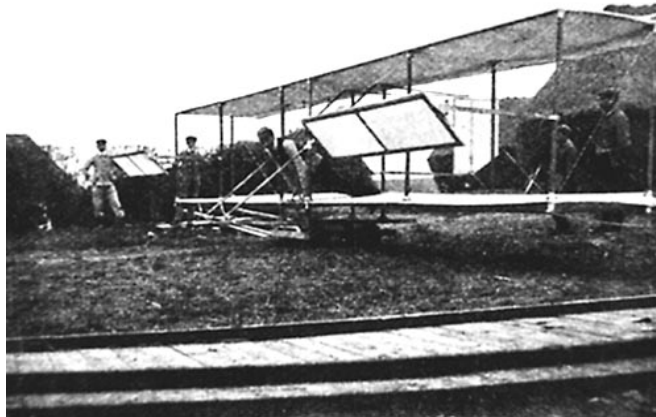
**Figura 6:** Réplica do avião de 1903.



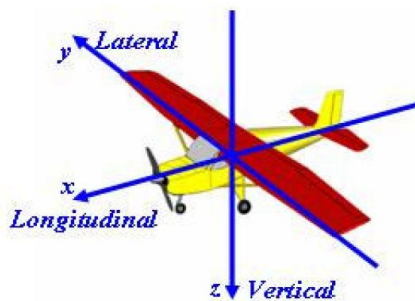
**Figura 7:** Estrutura interna do primeiro avião dos irmãos Wright em 1903 [7].

Em 1904, o francês Robert Esnault-Pelterie voou num planador baseado nos modelos dos irmãos Wright, mas com *ailerons* para o controle. Este foi o primeiro avião em tamanho real a usar esta característica. [8]

Robert inventou um novo dispositivo composto de duas superfícies horizontais separadas, montadas à frente das asas. O piloto tinha um volante que as controlava. Usando-as simetricamente, forneciam estabilidade longitudinal. Usando-as de forma diferenciada controlavam a estabilidade lateral. [9]



**Figura 8:** Avião do francês Robert Esnault-Pelterie de 1904.

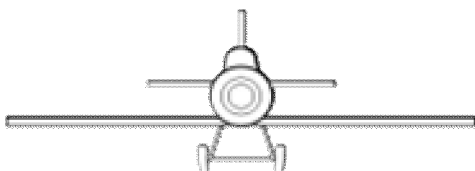


**Figura 9:** Eixos de coordenadas de uma aeronave[11].

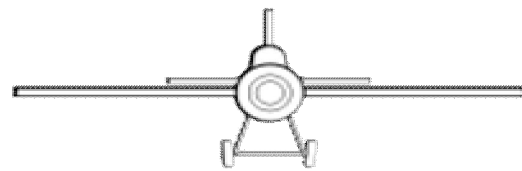
## 2.3 As Asas

### 2.3.1 Posição das asas e respectiva forma [10]

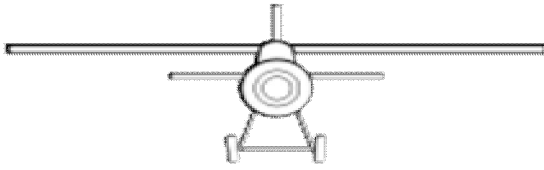
A maior parte dos aviões são monoplanos. As asas podem ser montadas a diferentes alturas em relação à fuselagem:



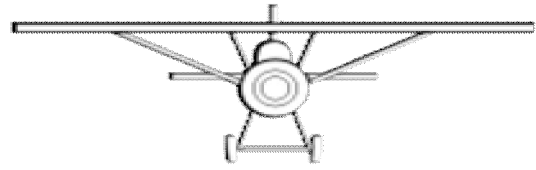
**Figura 10:** Asas baixas  
– fixadas abaixo da fuselagem.



**Figura 11:** *Mid Wing*  
– asas fixas aproximadamente a metade da fuselagem.



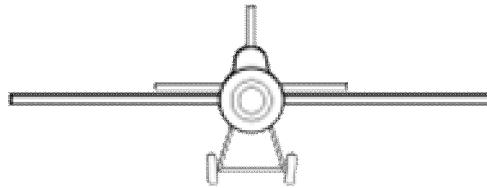
**Figura 12:** *High* ou *Shoulder wing*  
– fixada sobre a fuselagem.



**Figura 13:** *Parasol wing*  
– montado sobre suportes acima da fuselagem.

### 2.3.2 Suporte das Asas

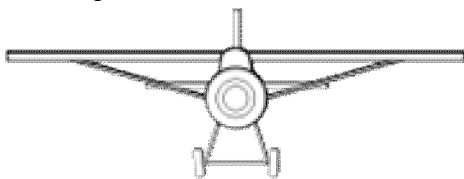
O suporte dá rigidez às asas. Os aviões que não têm asas com suportes exteriores, têm uma estrutura compensadora. Para isso os perfis têm de ser maiores, pois tem de haver espaço para o material adicional e, conseqüentemente, a estrutura sem suportes exteriores será mais pesada. Há no entanto, a vantagem de eliminação do arrasto provocado pelos suportes exteriores.



**Figura 14:** *Cantilevered*

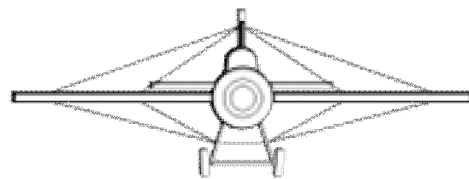
- auto-suporte. Toda a estrutura está dentro da asa, dando um aspecto limpo e com baixo efeito de arrasto.

Antigamente alguns aviões monoplanos tinham suportes exteriores (*braced*) tornando-os mais leves. Qualquer avião com mais de uma asa é designado *braced*.



**Figura 15:** *Strut braced*

– um ou mais suportes rígidos contribuem para apoiar a asa. *Strut* pode agir em compressão ou tensão em diferentes pontos durante o voo.



**Figura 16:** *Wire braced*

– para além do *strut*, alguns fios de tensão contribuem para apoiar a asa. Normalmente, nesta situação o *strut* actua somente em compressão.

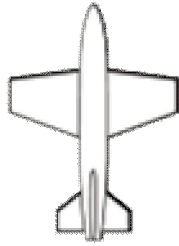


### 2.3.3 Forma da Asa Projectada

A forma da asa projectada é a forma que a asa apresenta quando vista de cima ou de baixo.

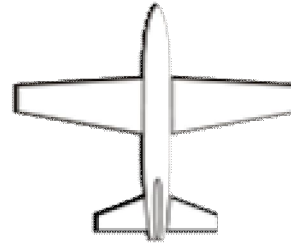
#### 2.3.3.1 *Aspect ratio* (Alongamento)

O *aspect ratio* representa a relação da envergadura com a área da asa projectada. É a medida de quanto longa e fina a asa vista de cima ou de baixo aparenta ser.



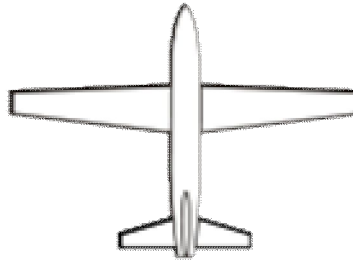
**Figura 17:** *Low aspect ratio*

– asas curtas e grossas. Estruturalmente mais eficiente, mais manobrável e com menos arrasto em altas velocidades. Tendem a ser usadas em aviões de combate.



**Figura 18:** *Moderate aspect ratio*

– asa de uso geral.

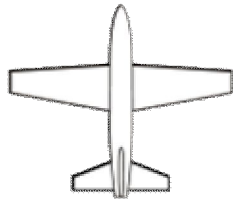


**Figura 19:** *High aspect ratio*

– asa longa e delgada. Aerodinamicamente mais eficiente, tem menos arrasto, em baixas velocidades. Usada em aviões subsônicos a grande altitude.

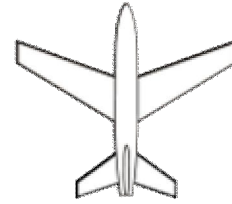
#### 2.3.3.2 Wing sweep (flecha)

As asas podem ir para trás ou para a frente por uma variedade de razões. Um pequeno ângulo de flecha é por vezes usado para ajustar o centro de sustentação, quando as asas não podem ser montadas na posição ideal pelas devidas razões. Outros usos são descritos abaixo:



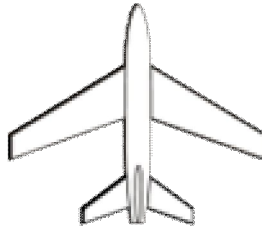
**Figura 20:** *Straight*

– estende-se em ângulos rectos à linha do voo. Estruturalmente mais eficiente, é comum para aviões de baixa velocidade.



**Figura 21:** *Forward swept*

– os ângulos da asa são para a frente a partir da raiz. Os benefícios são semelhantes ao backwards sweep, também com significantes ângulos de flecha. Evita os problemas de *stall* (situação na qual uma aeronave perde velocidade e entra em perda). A forma *forward swept* reduz as perdas da ponta, permitindo asas mais pequenas, mas requer ainda mais rigidez, razão pela qual não é muito usada.

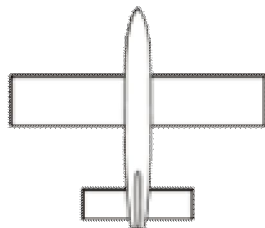


**Figura 22:** *Swept back*

– ângulo em relação com a parte de trás da asa, que vai da raiz para a ponta. Nas asas com flecha, em voo com velocidade transónica, tem valores de arrasto baixo, mas lida pior ao *stall* na asa ou perto da mesma e requer uma elevada rigidez para evitar aeroelasticidade em altas velocidades.

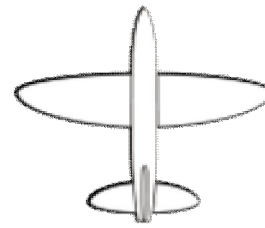
### 2.3.3.3 Variação da forma da asa projectada ao longo do comprimento

A corda da asa pode variar ao longo do comprimento da mesma, por razões aerodinâmicas e estruturais.



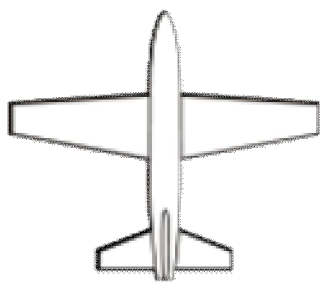
**Figura 23:** *Constant chord*

– borda de ataque e de fuga são paralelas. São simples de fazer e consequentemente têm baixo custo de fabricação.



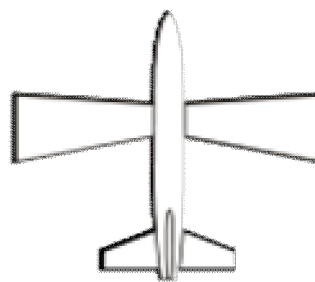
**Figura 24:** *Elliptical*

– as bordas da asa são paralelas à raiz e curvam suavemente para uma ponta redonda, sem divisão entre as bordas e a ponta. Aerodinamicamente mais eficiente, mas mais difícil de construir.



**Figura 25: Tapered**

- a asa estreita-se em direcção à ponta, com bordas direitas. Estruturalmente e aerodinamicamente é mais eficiente do que uma asa com a corda constante, sendo também mais fácil de fazer do que o tipo elíptico. É um dos tipos mais comuns de todos e será o usado neste trabalho.



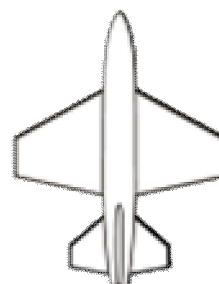
**Figura 26: Reverse tapered**

- a asa alarga-se em direcção à ponta. Estruturalmente muito ineficiente, levando ao aumento do peso.



**Figura 27: Compound tapered**

- estreitamentos reversos em direcção à raiz para aumentar a visibilidade do piloto.



**Figura 28: Trapezoidal**

- possui baixo *aspect ratio* e tem muito pouco ou nada de flecha, pois a borda de ataque flecte para trás e a borda de fuga flecte para a frente.



## Capítulo 3 – Descrição técnica e apresentação do Zivko Egde 540

### 3.1 Introdução da análise estrutural e da aerodinâmica de voo

O objectivo desta parte, foi a optimização dos perfis da raiz (de 1349 mm de corda) e da ponta (com 809mm de corda) usando o software *PROFILI 2.27c*, imputando a altitude de voo (20m), velocidade (370 km/h) e o comprimento da corda, que no nosso caso será o único factor diferente para os perfis. Este software, fornece através de gráficos (genéricos para qualquer tipo de perfil) e tabelas, as principais características aerodinâmicas de um perfil, que são: os coeficientes adimensionais de sustentação, arrasto e momento para vários ângulos de ataque e do número de Reynolds.

Estes coeficientes são dados por perfil, ou seja, são a 2D. Com fórmulas matemáticas obtidas em [11] conseguiu-se trabalhar estes coeficientes obtendo-se vários parâmetros importantes (força de sustentação, arrasto e momento por envergadura, estes resultados não fornecem os valores reais das forças e momentos que as asas conseguem gerar, pois os perfis têm no geral melhores características. Contudo, considerou-se este o melhor método, pois o método que fornece os resultados gerados pela asa depende da corda média (perfil a meio da asa), área da asa projectada, coeficiente de sustentação, arrasto e momento no centro da asa. Tudo aproximações para se deduzir as forças e momentos gerados pelos perfis. Como o objectivo é o dimensionamento/desenho da estrutura interna da asa e não as forças e momentos que as asas têm capacidade para gerar, optou-se pelos resultados que dessem condições piores, ou seja, o das forças e momentos gerados pelos perfis e por envergadura. A outra situação foi usada para a determinação da velocidade mínima necessária para que a aeronave se mantenha no ar em voo recto.

### 3.2 Análise estática da aerodinâmica do perfil

#### 3.2.1 Número de Reynolds

Número de Reynolds,  $Re$ , é um parâmetro adimensional que indica o estado do regime de escoamento de um fluido sobre uma superfície. Quando aplicado a perfis aerodinâmicos, o número de Reynolds é expresso em função da corda média do perfil em estudo da seguinte forma:

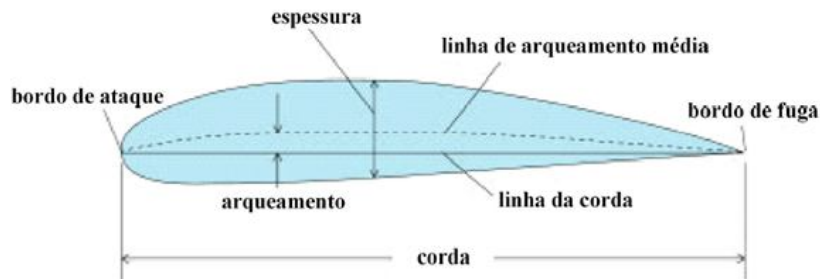
$$R_e = \frac{\rho \cdot v \cdot \bar{c}}{\mu} \quad (1)$$

Onde:  $v$  representa a velocidade do escoamento,  $\rho$  é a massa específica do ar,  $\mu$  a viscosidade dinâmica do ar e  $\bar{c}$  a corda média aerodinâmica do perfil.

Geralmente, com elevados valores de corda média aerodinâmica, velocidades altas e altitudes baixas, obtêm-se números de Reynolds elevados e vice-versa.

### 3.2.2 Perfil aerodinâmico

Um perfil aerodinâmico (airfoil) é uma superfície projectada para gerar uma reacção aerodinâmica quando sujeito a um escoamento de fluido ao seu redor. As principais características geométricas de um perfil aerodinâmico são ilustradas a seguir:



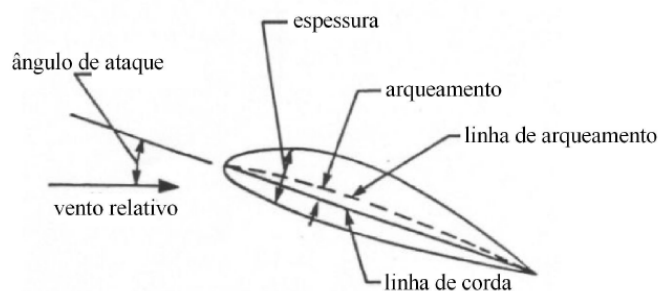
**Figura 29:** Características geométricas de um perfil aerodinâmico com arqueamento positivo [11].

Onde:

- A linha de arqueamento média, é a linha que define o ponto médio entre todos os pontos que formam a superfície superior e inferior do perfil.
- A linha da corda une (numa linha recta) o ponto de contacto do bordo de ataque com a linha de arqueamento e o ponto desta com o bordo de fuga.
- A espessura é a altura do perfil medida perpendicularmente à linha da corda.
- A razão de espessura do perfil define a relação entre a espessura máxima do perfil e o comprimento da sua corda.
- A distância máxima entre a linha de arqueamento média e a linha da corda do perfil representa o arqueamento.

### 3.2.3 Ângulo de ataque

O ângulo de ataque,  $\alpha$ , é formado entre a linha da corda do perfil e a direcção do vento relativo. Está relacionado com a capacidade de um perfil em gerar sustentação, pois o seu aumento proporciona um aumento da força de sustentação até um certo ponto, após o qual a força diminui bruscamente e a força de arrasto aumenta. Os coeficientes de sustentação e arrasto são coeficientes adimensionais que relacionam a sustentação e arrasto gerado por um perfil em relação ao ângulo de ataque.



**Figura 30:** Desenho representativo do ângulo de ataque [11].

### 3.2.4 Coeficiente de sustentação de um perfil aerodinâmico

O coeficiente de sustentação representa a eficiência do perfil em gerar a força de sustentação. Está relacionado com a forma do perfil, o número de Reynolds e o ângulo de ataque. Elevados valores de coeficiente de sustentação significa que o perfil é eficiente para a geração de sustentação.

### 3.2.5 Coeficiente de arrasto de um perfil aerodinâmico

A medida da eficiência do perfil em gerar a força de arrasto é designada coeficiente de arrasto. Tal como o coeficiente de sustentação, o coeficiente de arrasto depende do modelo do perfil, do número de Reynolds e do ângulo de ataque.

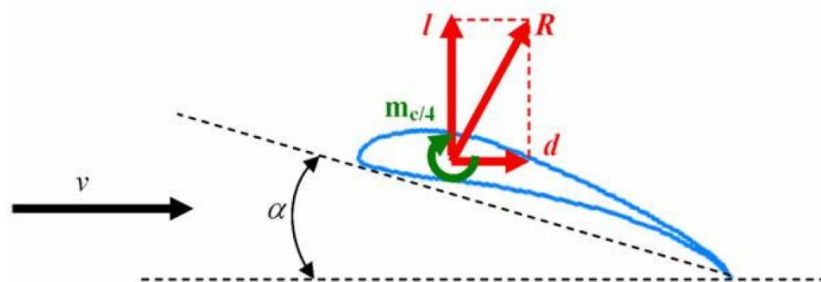
Para um perfil ser considerado eficiente os valores dos coeficientes de arrasto têm de ser pequenos. Um perfil só será considerado aerodinamicamente eficiente quando produzir elevados coeficientes de sustentação aliado a pequenos coeficientes de arrasto.

### 3.2.6 Curva da eficiência aerodinâmica

A curva da eficiência aerodinâmica do perfil representa todas as relações  $c_l/c_d$  do perfil em função do ângulo de ataque. Esta relação atinge um valor máximo para  $\alpha > 0^\circ$ , e este ângulo representa o ângulo de ataque no qual se obtém a maior eficiência aerodinâmica do perfil, ou seja, a capacidade do perfil em gerar a maior sustentação com a menor penalização de arrasto possível.

### 3.2.7 Forças aerodinâmicas e momentos em perfis

Um perfil aerodinâmico com deslocamento em relação ao ar é capaz de gerar forças e momentos necessários ao voo da aeronave. Estas forças e momentos são ilustrados na figura seguinte:



**Figura 31:** Desenho representativo mostrando as forças aerodinâmicas e momentos aplicados num perfil [11].

Onde:  $v$  representa a velocidade do escoamento não perturbado (está alinhada com a direcção do vento relativo).  $R$  é a força resultante (inclinada para trás em relação ao eixo vertical e, normalmente, não perpendicular à linha da corda).

Decompondo a força  $R$  numa componente perpendicular e noutra paralela à direcção do vento relativo, obtém-se a força de sustentação e força de arrasto, respectivamente.

A diferença de pressão existente entre o intradorso e o extradorso do perfil, gera um momento torsional aplicado no centro aerodinâmico do perfil (ponto a  $1/4$  da corda, medido a partir do bordo de ataque).

Por convenção (regra da mão direita), um momento que tende a torcer o corpo no sentido horário é considerado como positivo. Por exemplo, perfis com arqueamento positivo, tendem a rodar no sentido anti-horário e consequentemente obtém-se coeficientes de momentos negativos.

A força de sustentação por unidade de envergadura gerada pela secção de um perfil pode ser calculada a partir da aplicação da seguinte equação:

$$l = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c \cdot c_l \quad (2)$$

Nesta equação,  $\rho$  representa a massa específica do ar,  $v$  é a velocidade do escoamento,  $c$  é a corda do perfil e  $c_l$  representa o coeficiente de sustentação da secção obtido a partir da leitura da curva característica  $c_l$  versus  $\alpha$ .

De forma similar, a força de arrasto é obtida através da equação:

$$d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c \cdot c_d \quad (3)$$

O valor do coeficiente de arrasto,  $c_d$ , é obtido directamente da leitura da curva característica  $c_d$  versus  $\alpha$  do perfil.

O momento no centro aerodinâmico do perfil é obtido através da equação:

$$m_{c/4} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c^2 \cdot c_m \quad (4)$$

sendo o valor do coeficiente de momento também obtido directamente da leitura da curva característica  $c_m$  versus  $\alpha$  do perfil.

Estas características do perfil diferem das de uma asa considerada isoladamente ou integrada no avião como um todo.

### 3.3 Análise 2D e 3D

A análise 2D não fornece as características estruturais da asa, mas sabe-se que se o perfil escolhido for o melhor, a asa obtida terá através desse perfil (apesar de ter capacidade inferior) as melhores características possíveis para os parâmetros prescritos inicialmente. Ao considerar-se as forças e momentos gerados pelos perfis discretizados ao longo da envergadura da asa está-se a aplicar um factor de segurança, pois as pressões e momentos que a estrutura interna e a chapa de revestimento estão sujeitos são superiores às da realidade (análise 3D).

#### 3.3.1 Análise de uma asa finita

A asa considerada neste trabalho é de perfil trapezoidal. Esta forma geométrica é a forma otimizada para a eficiência aerodinâmica, pois com o afilamento da asa da raiz para a ponta reduz-se significativamente o arrasto induzido. Contudo, o processo de construção é mais complexo devido à variação da corda de cada nervura.



### 3.3.2 Cálculo da área projectada da asa trapezoidal

A área projectada de uma asa trapezoidal está relacionada com a corda da raiz ( $c_r$ ), a corda da ponta ( $c_t$ ) e a envergadura da seguinte forma:

$$S = \frac{(c_r + c_t) \cdot b}{2} \quad (5)$$

### 3.3.3 Alongamento

O cálculo do alongamento, AR, é um factor importante, pois com ele pode-se melhorar consideravelmente o desempenho da asa. Um alongamento elevado ( $AR > 4$ ), por exemplo, está relacionado com uma asa de grande envergadura e corda pequena e associado a este está a redução do arrasto induzido. Apesar de um aumento excessivo ser um factor muito satisfatório do ponto de vista aerodinâmico, isso acarreta problemas operacionais e construtivos da aeronave, tais como o aumento das tensões, deflexões e momentos na asa, levando à necessidade de uma estrutura de maior resistência e logo mais pesada. O facto de a envergadura da asa ser grande propicia problemas em manobra, pois aumenta o braço do momento em relação ao eixo longitudinal da aeronave e a um aumento no momento de inércia.

O alongamento para asa não rectangulares, é calculado a partir da seguinte equação:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (6)$$

onde, b é a envergadura da asa e S a sua área projectada.

### 3.3.4 Relação de Afilamento

A relação de afilamento é representada por  $\lambda$ . É um factor adimensional da razão da corda na ponta com a corda na raiz.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (7)$$

### 3.3.5 Corda média aerodinâmica

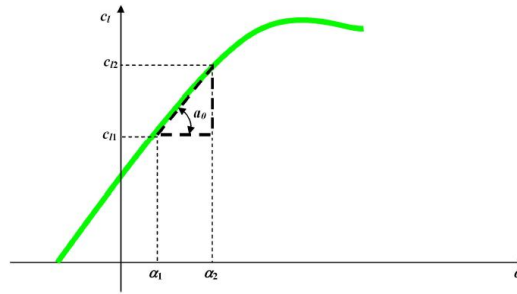
A corda média aerodinâmica,  $\bar{c}$ , representa o comprimento da corda que quando multiplicada pela área da asa, pressão dinâmica e coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico da asa, fornece o valor do momento aerodinâmico no centro aerodinâmico do avião. O seu valor obtém-se a partir da equação 8:

$$\bar{c} = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \left( \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (8)$$

### 3.3.6 Coeficiente angular da curva característica da sustentação

O coeficiente angular representa a inclinação da região linear da curva característica da sustentação *versus* o ângulo de ataque. O seu valor é obtido através a equação 9:

$$\alpha_0 = \frac{dc_l}{d\alpha} \quad (9)$$



**Figura 32:** Curva  $c_l$  versus  $\alpha$  para um perfil e a determinação do coeficiente angular [11].

### 3.3.7 Razão do coeficiente de sustentação da asa e do perfil

O facto dos coeficientes de sustentação diferirem da análise 2D para a 3D deve-se aos vórtices produzidos na ponta da asa que levam à mudança na velocidade e no campo de pressões devido ao escoamento na asa.

Para se obter a sustentação real é necessário obter o coeficiente angular da curva característica sustentação *versus* o ângulo de ataque da asa. Este, por sua vez, depende do coeficiente angular do perfil,  $\alpha_0$ , e do alongamento da asa.

Para alongamentos altos, ou seja,  $AR > 4$  usa-se a equação 10. Este tipo de alongamentos é o mais adequado para aeronaves subsónicas.

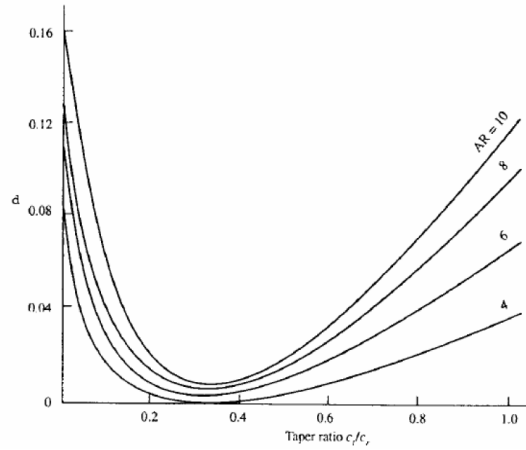
$$\alpha = \frac{\alpha_0}{1 + \frac{\alpha_0}{\pi \cdot e \cdot AR}} \quad (10)$$

Na equação 10,  $\alpha_0$  é o coeficiente angular da curva  $c_l$  *versus*  $\alpha$  do perfil e  $\alpha$  é o coeficiente angular  $C_L$  *versus*  $\alpha$  da asa finita.

O factor de eficiência de envergadura da asa,  $e$ , representa um parâmetro dependente do modelo geométrico da asa e é relacionado com o alongamento e com a relação de afilamento da asa. Para se calcular  $e$  recorre-se à equação 11 e à figura 33.

$$e = \frac{1}{1 + \delta} \quad (11)$$

Na equação 11,  $\delta$  é o factor de arrasto induzido sendo uma função também do alongamento e da relação de afilamento.



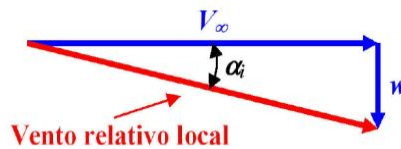
**Figura 33:** Determinação do factor de arrasto induzido [11].

O coeficiente angular da asa com baixo alongamento é obtido a partir da seguinte equação:

$$\alpha = \frac{\alpha_0}{\sqrt{1 + \left(\frac{\alpha_0}{\pi \cdot AR}\right)^2 + \frac{\alpha_0}{\pi \cdot AR}}} \quad (12)$$

### 3.3.8 Arrasto induzido

O arrasto induzido depende da geração de sustentação e é caracterizado por um arrasto de pressão causado pelo escoamento induzido *downwash*,  $w$ , que é associado aos vórtices criados nas pontas de uma asa de envergadura finita. Esta componente de velocidade induzida é somada vectorialmente à velocidade do vento relativo  $V_\infty$  de modo a produzir uma componente resultante de velocidade denominada velocidade relativa local, como se pode observar na figura 34.



**Figura 34:** Representação da velocidade induzida [11].

$\alpha_i$  é o ângulo de ataque induzido.

### 3.3.9 Coeficiente de sustentação da asa versus ângulo de ataque

A região linear da curva  $C_L$  versus  $\alpha$  da asa calcula-se através da multiplicação do coeficiente angular da curva da asa com a diferença entre o ângulo de ataque pretendido e o ângulo de ataque para sustentação nula.

$$C_L = a \cdot (\alpha - \alpha_{L=0}) \quad (13)$$

### 3.3.10 Sustentação da asa finita

A sustentação gerada pela asa obtém-se relacionando a área da asa projectada com o coeficiente de sustentação após a redução com o coeficiente angular da seguinte forma:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (14)$$

### 3.3.11 Velocidade de *Stall*

Como explicado anteriormente, o aumento de sustentação aumenta com o ângulo de ataque. Porém, existe um limite máximo para o valor do coeficiente de sustentação de uma asa. Esse limite é designado por *stall* e o seu ângulo por ângulo de *stall*. Este valor fornece a velocidade mínima da aeronave e posteriormente o comprimento da pista de descolagem e aterragem.

Este fenómeno é originado pelo deslocamento do escoamento na superfície superior da asa. Após este instante o coeficiente de sustentação decresce drasticamente e o coeficiente de arrasto aumenta rapidamente.

Este valor critico, pode ser calculado através da seguinte equação:

$$v_{stall} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lmax}}} \quad (15)$$

Velocidades de *stall* baixas são desejadas, pois o avião consegue permanecer no ar com velocidades baixas e necessita de um comprimento menor de pista.

## 3.4 Análise dinâmica

Nesta parte do trabalho pretendeu-se desenhar a estrutura interna das asa, tendo em conta a melhor relação de redução da massa e o aumento da rigidez da asa, ou seja, melhorando a frequência natural, sem se atingir os valores das frequências de excitação do motor. Empregou-se, de seguida, as forças calculadas na parte 1 para se obter o deslocamento máximo.

### 3.4.1 Frequência natural

Frequência natural de um objecto é a frequência com que esse objecto “gosta” de vibrar, quando excitado de alguma forma. Se for um objecto simples, como um pêndulo, essa frequência é bem definida e só há um modo fundamental. Outros objectos mais complicados, como uma mesa, um prédio ou mesmo uma asa de avião, podem vibrar em muitos modos, com muitas frequências diferentes [12].

A frequência natural de uma estrutura é definida por duas propriedades, a rigidez e a massa [13].

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (16)$$

onde:  $k$  é a rigidez da estrutura, dependente do material e de propriedades geométricas e  $m$  a massa da estrutura

Pode-se observar que para aumentar a frequência natural, ou se aumenta a rigidez, ou se diminui a massa.

Em objectos complexos, tem-se mais do que um grau de liberdade, o que faz com que o CATIA® forneça as primeiras dez frequências naturais de vibrações. Usou-se a 1ª frequência, que por definição do software é a mais baixa registada em primeiro lugar.

### 3.5 Apresentação dos modelos da competição Red Bull Air Race

Na Red Bull Air Race World Championship existem actualmente dois modelos de aviões: o Edge 540 e o MXS-R.



Figura 35: Zivko Edge 540 [15].

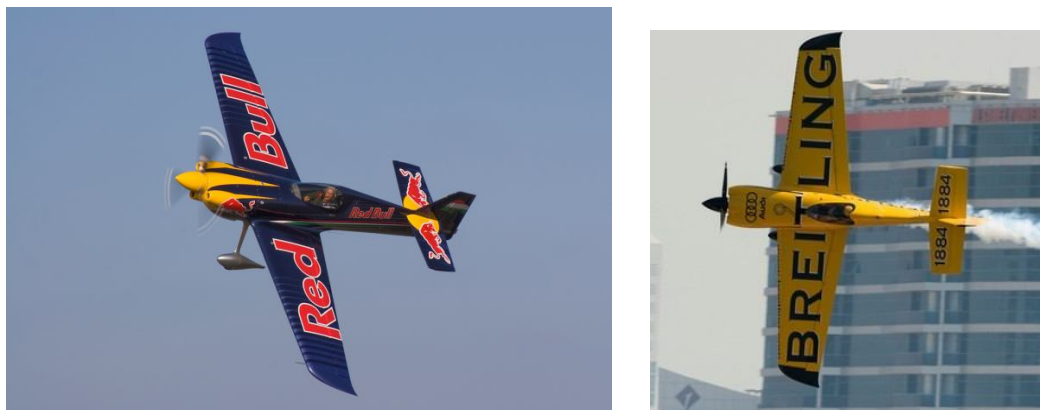
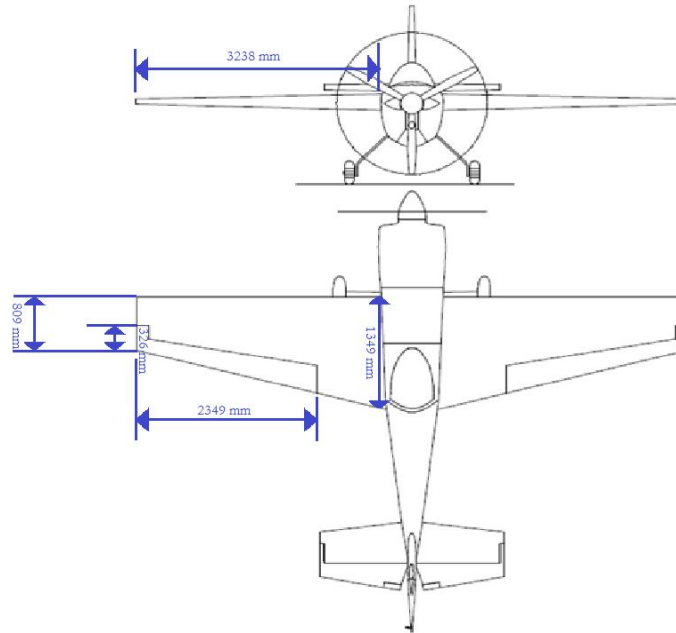


Figura 36: MXS-R [16] e [17].

Destes modelos, o escolhido para o presente trabalho foi o Zivko Edge 540, por ser o mais usado na competição.

Para o desenho da asa usou-se desenhos técnicos e as dimensões da aeronave foram estimadas considerando o cálculo de um factor de escala, o qual foi obtido pela razão entre as dimensões disponíveis na figura e a cota directamente medida da referida figura.



**Figura 37:** Medidas usadas para a asa.

Peso do avião com combustível e piloto = 816,47Kg

## Capítulo 4 – Optimização do perfil e obtenção da velocidade de *stall*

### 4.1 Introdução

Usou-se o software *PROFILI 2.27c* e filtraram-se os perfis para se ter somente os simétricos, pois a aeronave poderá efectuar voo invertido. Se se tivesse optado, por exemplo, por um perfil com arqueamento positivo obter-se-ia a situação em que perante um voo invertido da aeronave, ficar-se-ia com um perfil com arqueamento negativo (estes são pouco usados por terem pouca capacidade de gerar sustentação).

Para as medidas da corda da raiz e da ponta do perfil, foi escolhido o modelo *Zimko Edge 540*.

A altitude considerada foi de 20m, pois é a altitude média a que os aviões têm de voar na prova *Red Bull Air Race*, com uma velocidade de 370 km/h [18].

Com estes dados calculou-se o *número de Reynolds* para os dois perfis, tendo-se obtido 5683280 e 9476818 para a ponta e raiz, respectivamente. Por cada *número de Reynolds* calcularam-se os coeficientes de sustentação, de arrasto, de momento e a curva de eficiência para 168 perfis.

Para um perfil ter as melhores características tem de ter o  $c_l$  e  $c_l/c_d$  máximos e,  $c_d$  e  $c_m$  mínimos.

### 4.2 Perfil da raiz

Dos 168 perfis standards fornecidos pelo software, retiram-se os perfis com melhores características, ou seja, o perfil com melhor  $c_l/c_d$ , melhor  $c_l$ , menor valor de  $c_m$  e o com menor  $c_d$ . Esses perfis são mostrados no quadro 1:

**Quadro 1:** Perfis simétricos da base de dados do *PROFILI 2.27c* para  $Re=9476818$ .

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
A	E474 (14,09%)- portato al 16	10.0	1.0999	0.0071	154.9155	0.0125
B	NA012-B	12.5	1.3991	0.0104	134.5288	0.0076
C	NACA 0013	11.5	1.2844	0.0101	127.1683	0.0000
D	S1046 17% (Danny Howell)	7.0	0.7999	0.0067	119.3881	-0.0025

Como o software permite combinar perfis, combinaram-se aqueles com maior  $c_l$  (perfil B) e menor  $c_d$  (perfil D) para tentar aumentar a relação  $c_l/c_d$ .

Os melhores resultados desta combinação são mostrados no quadro 2.

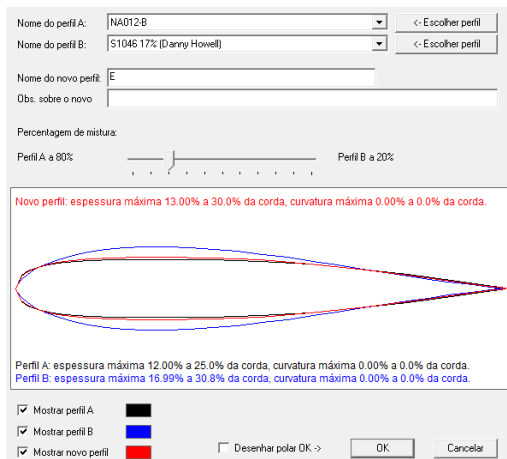


Figura 38: Perfil E.

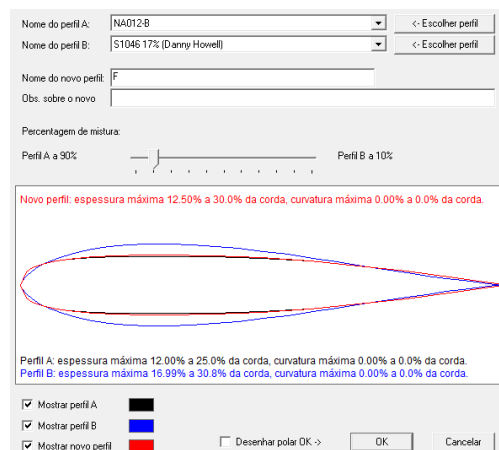


Figura 39: Perfil F.

**Quadro 2:** Combinação dos perfis com melhores características do Quadro 1.

		$\alpha$	cl	cd	cl/cd	cm
E	raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 80%	2.0	.3477	0.0100	134.7700	0.0047
F	raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 90%	12.5	1.4003	0.0104	134.6442	0.0063

O passo seguinte foi o de combinar cada um destes novos perfis, ou seja, o perfil E e o perfil F com o perfil de melhor eficiência do Quadro 1 (perfil A). Os melhores resultados desta combinação são mostrados no quadro 3.

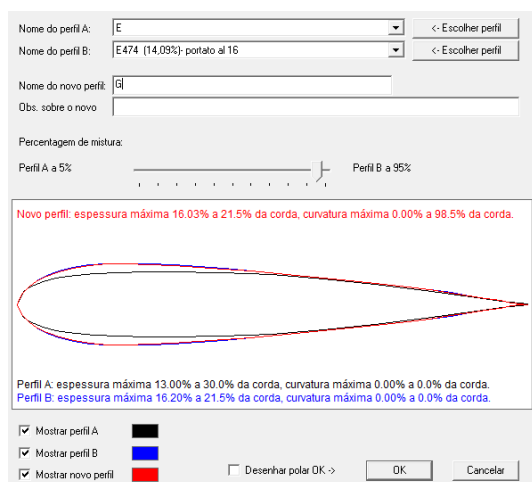


Figura 40: Perfil G.

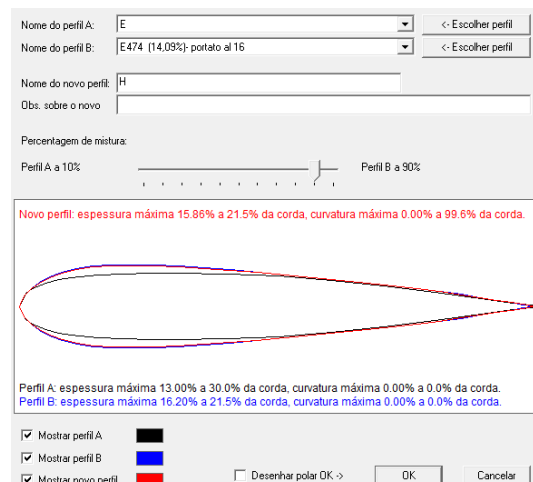


Figura 41: Perfil H.



**Quadro 3:** Combinação dos dois perfis de maior eficiência do Quadro 1 e Quadro 2 e Combinação do perfil com a 2º maior sustentação do Quadro 2 e com o de maior eficiência do Quadro 1.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
G	raiz (NA012-B + S1046 17%-80%)+E474 (14.09%) - 5%	9.5	1.0455	0.0069	151.5217	0.0118
H	raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 10%	10.5	1.1879	0.0078	152.2949	0.0054

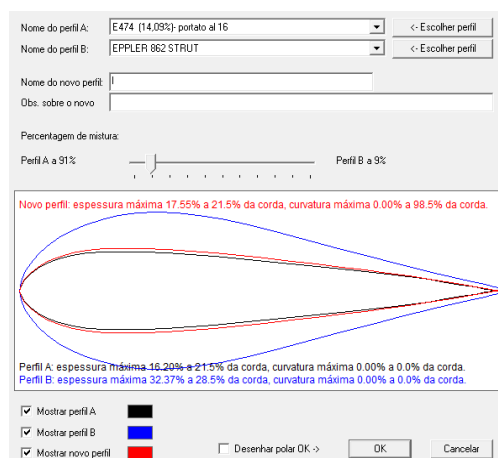
Como se pode observar, nenhum destes perfis tem eficiência melhor do que o perfil standard seleccionado no Quadro 1 (perfil A). Por esta razão, optou-se por excluir estas combinações e começar-se novamente do princípio, ou seja, combinar-se perfis standards fornecidos pelo *PROFILI 2.27c*. Como não se conseguiu aumentar a eficiência com os perfis com melhores características em termos de sustentação e arrasto, optou-se por encontrar o segundo melhor perfil em termos de eficiência, no Quadro 1.

**Quadro 4:** Segundo perfil standard para o perfil da raiz com melhor eficiência.

	$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
EPPLER 862 STRUT	11.0	1.3856	0.0091	152.2637	-0.0334

Como este possui um coeficiente de momento negativo e o perfil de melhor eficiência (perfil A) tem um  $c_m$  positivo, levou-se a uma combinação de perfis com a característica de  $c_m=0$ .

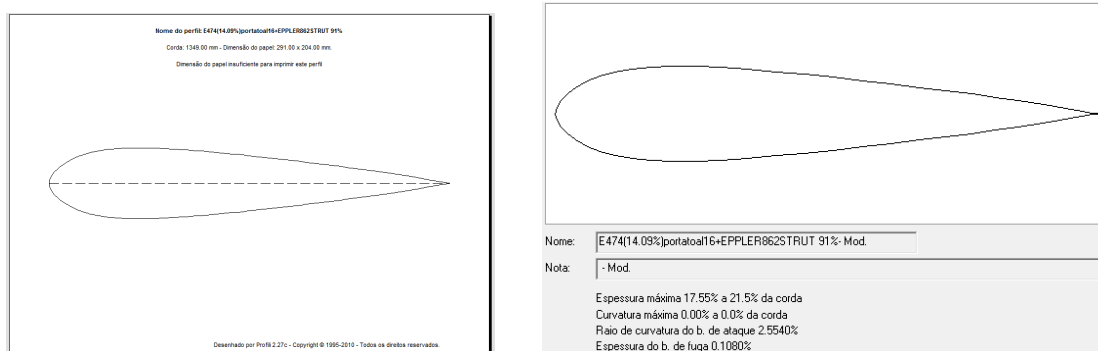
O perfil da raiz da asa teria então as características representadas na figura 42 e no quadro 5.



**Figura 42:** Perfil I.

**Quadro 5:** Refinamento do perfil “E474 (14,09%)- portato al 16” entre 90% e 95%.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
I	E474(14.09%)portatoal16+EPPLER862STRUT 91%	10.0	1.1565	0.0073	158.4227	0.000



**Figura 43:** Perfil obtido para a raiz.

### 4.3 Perfil da ponta

O raciocínio para obter o perfil da ponta da asa do nosso modelo foi o mesmo que o usado para a otimização do perfil da raiz.

Os quatro perfis standards com as melhores características para um *Número de Reynolds* de 5683280 foram os seguintes:

**Quadro 6:** Perfis simétricos da base de dados do perfil 2.27c para  $Re=5683280$ .

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
a	E474 (14,09%)- portato al 16	10.5	1.1268	0.0080	140.8500	0.0186
b	Horten II Tropfen symétrique 10%	9.0	1.0007	0.0091	109.9670	0.0000
c	NACA 66-021	2.5	0.3031	0.0037	81.9189	-0.0080
d	WORTMANN FX 71-120	13.0	1.4656	0.0113	129.6991	0.0051

À semelhança do que foi feito para a raiz, combinou-se o com melhor capacidade de gerar sustentação (perfil d) com o perfil que gera menor arrasto (perfil c) e os resultados foram os ilustrados na figura 44 e no quadro 7.

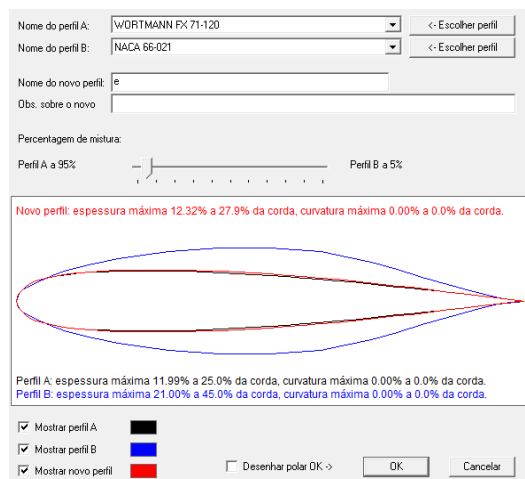


Figura 44: Perfil e.

Quadro 7: Combinação dos perfis com melhores características do Quadro 6.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
e	WORTMANN FX71-120 + NACA66-021 95%	13.0	1.4602	0.0111	131.5495	0.0048

Nesta situação, o perfil que gera melhor sustentação e melhor eficiência (da combinação do perfil *d* e *e*) é o mesmo, e foi usado na combinação com o perfil de melhor eficiência do Quadro I (perfil *a*).

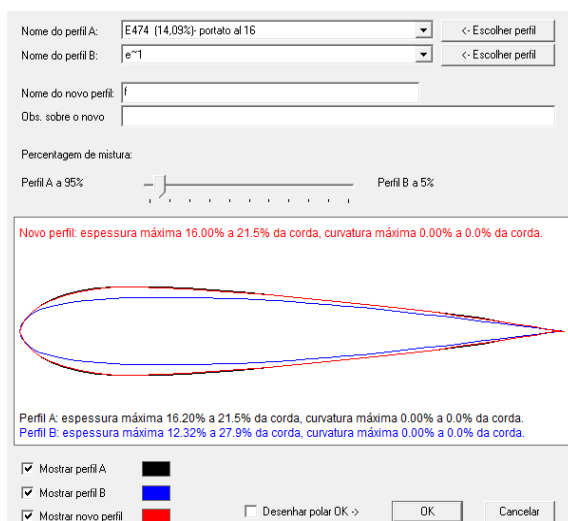


Figura 45: Perfil f.

**Quadro 8:** Combinação do perfil com melhor eficiência do Quadro 6 com o do Quadro 7.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
f	E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 95%	10.5	1.1253	0.0081	138.9259	0.0189

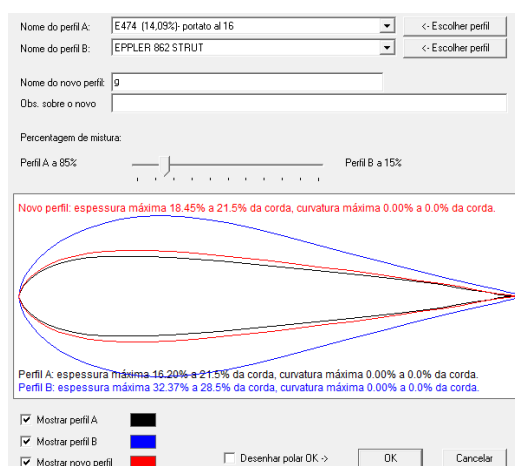
Esta nova combinação gerou um perfil com menor capacidade de sustentação do que um dos perfis que a originou. Por esta razão, não será usado a combinação anterior, nem a combinação feita com o perfil com melhor  $c_l$  com o perfil com menor  $c_d$ .

Usou-se, então, o perfil inicial com melhor eficiência (perfil a) e um perfil com uma eficiência similar, para se poder aumentar o  $c_l$  e diminuir simultaneamente o  $c_m$  (operação igual à feita para o perfil da raiz).

**Quadro 9:** Segundo perfil standard para o perfil da ponta com melhor eficiência.

	$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
EPPLER 862 STRUT	10.5	1.3194	0.0094	140.3617	-0.0312

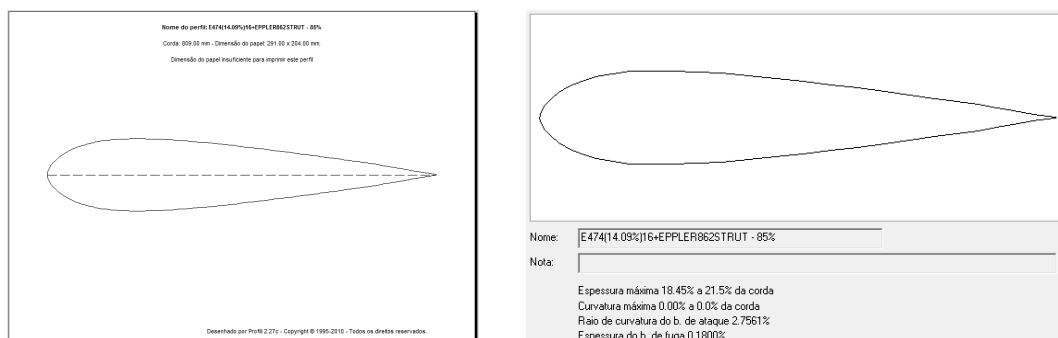
Como esse perfil (a verde, no Quadro 9) tem  $c_m$  elevado e negativo e o perfil a tem  $c_m > 0$ , vai haver um ponto onde o  $c_m$  será nulo, conseguindo-se o perfil desejado, sem baixar a eficiência do perfil que a originou. O perfil final para a ponta está então descrito na figura 46 e no quadro 10.



**Figura 46:** Perfil g.

**Quadro 10:** Refinamento do perfil “E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT” entre 80% e 90%.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
g	E474(14.09%)16+ EPPLER862STRUT - 85%	10.5	1.2095	0.0083	145.7229	0.0001



**Figura 47:** Perfil obtido para a ponta.

Nota: Pode-se observar que para este caso não se obteve  $c_m=0$ . Não porque o  $c_m$  não se anula, mas porque esse valor está fora das percentagens que o software gera (1 em 1%), ou seja, para se anular o coeficiente de momento teria que se refinar os perfis entre 84% e 85% (ver tabela completa nos anexos).

#### 4.4 Conclusão do estudo dos perfis

Foi possível observar que tanto para a raiz como para a ponta, foi obtida a mesma combinação de perfis, mas com percentagens diferente. Na raiz, o perfil combinado tem 91% de E474 (14,09%)- *portato al 16* e o restante de EPPLER 862 STRUT, enquanto a ponta tem 85% do primeiro.

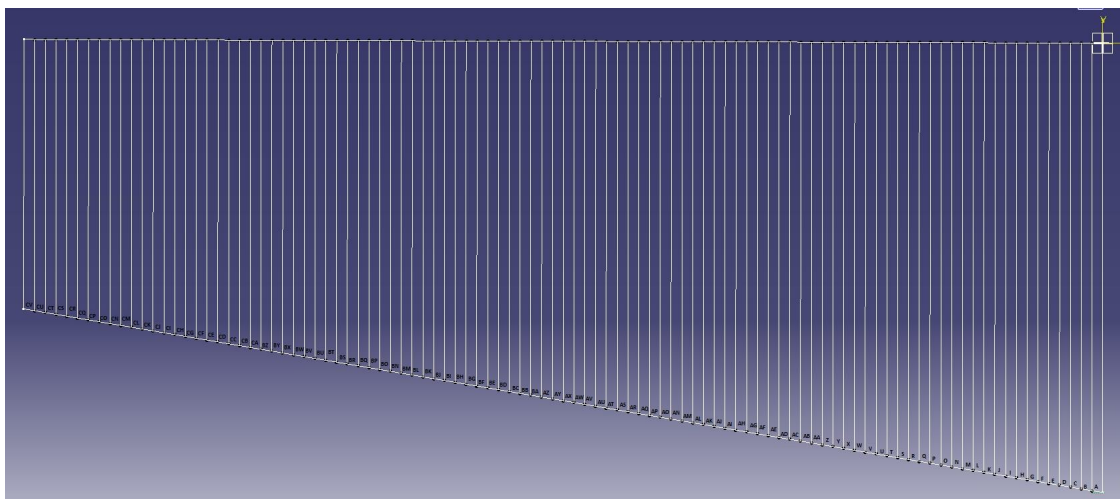
O perfil combinado da raiz tem maior eficiência para um  $\alpha$  de 10°, enquanto que o perfil para a ponta tem a maior eficiência para um ângulo de ataque de 10.5°.

O avião convém voar com um ângulo de ataque ( $\alpha$ ) correspondente à maior eficiência, pois após isso o efeito do arrasto torna-se superior ao da sustentação (tornando a asa ineficiente) e ocorrendo o *stall* (o avião entra em perda).

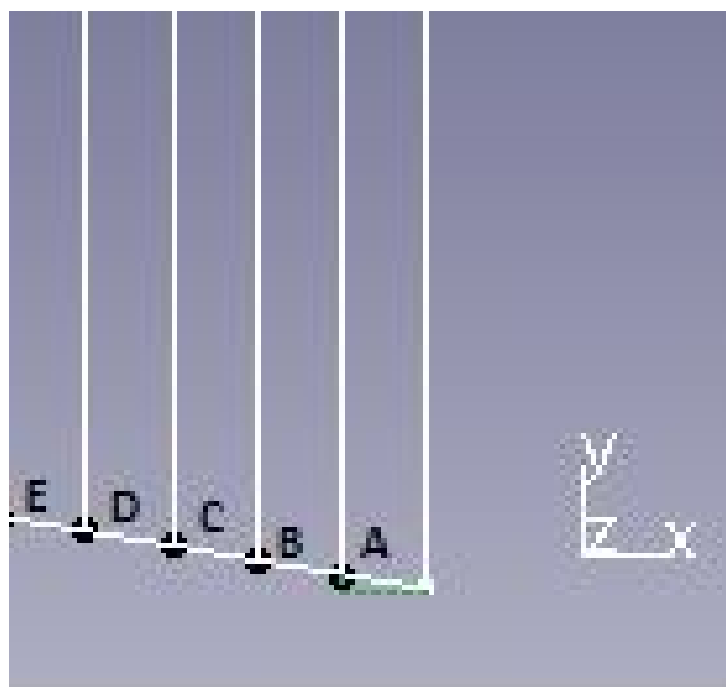
Como o *aileron* está maioritariamente na ponta da asa, e sendo esta parte a que entra primeiro em perda nas asas com afilamento, convém que o ângulo de ataque de melhor sustentação da ponta seja superior ao da raiz, garantindo que em caso de perda o piloto consiga o controlo dos *ailerons*, podendo assim recuperar o controlo da aeronave, com a ajuda da cauda.

#### 4.5 Cálculo das forças aerodinâmicas, momentos e posição do centro aerodinâmico dos perfis

Inicialmente procedeu-se à divisão da asa no comprimento mais pequeno que o *PROFILI 2.27c* consegue gerar e calcular o  $c_l$ ,  $c_d$ ,  $c_l/c_d$  e  $c_m$ . Ou seja, 1% corresponde aproximadamente a 32,38 mm.



**Figura 48:** Asa dividida em perfis de 32,38mm de largura.



**Figura 49:** Zoom dos perfis da asa.

Para se obter os cálculos das forças aerodinâmicas e momentos, usaram-se os perfis à direita de cada letra da imagem acima. Tendo em conta que  $l$ ,  $d$  e  $m$  são obtidos por unidade de envergadura e vão ser superiores aos da realidade, passou-se a ter um perfil rectangular (como

se pode ver na figura 49). No entanto, foi considerada uma boa aproximação, uma vez que o pretendido não diz respeito aos valores de sustentação, arrasto e momento. Na realidade, o que se pretende encontrar, é um valor das forças/pressões aplicadas na asa, com o objectivo de otimizar a estrutura interna da mesma.

Nestes cálculos não nos interessa a melhor sustentação, mas a maior força aplicada na asa, porque mesmo que a aeronave entre em perda, a asa tem de suportar os esforços para que o piloto tenha hipóteses de recuperar o controlo. Como estas forças são directamente proporcionais aos coeficientes, fomos ao maior ângulo de ataque (que corresponde ao ângulo que oferece maiores valores de todos os coeficientes, com excepção da eficiência, pelas razões que já foram mencionadas) e retiraram-se os valores de  $c_b$ ,  $c_d$  e  $c_m$ .

Somadas essas forças obtiveram-se os seguintes valores totais:

Força de sustentação = 32490,47 N

Força de arrasto = 228,959 N

Momento = 0.053842 Nm<sup>2</sup>





## Capítulo 5 - Análise da asa finita

### 5.1 Introdução

Para o estudo da asa finita é preciso ter em consideração a forma geométrica da asa.

Neste capítulo o objectivo é o de se perceber quanto é a diferença da força de sustentação gerada pela asa a partir de uma análise 3D com a aproximação feita na secção anterior (discretizar da asa em pequenas nervuras com as características dos perfis que as definem) e com isto obter a velocidade mínima necessária para a aeronave se manter em voo recto e nivelado.

### 5.2 Estudo dos coeficientes aerodinâmicos da asa

#### 5.2.1 Cálculo da área projectada da asa

Após a obtenção dos perfis na raiz e na ponta da asa, pode-se calcular a área projectada da asa seguindo-se para o efeito a equação 5. Desta forma, a área projectada da asa é a seguinte:

$$s = \frac{(809 + 1349) \cdot 3238}{2} = 3493802 \text{ mm}^2 \quad (17)$$

#### 5.2.2 Alongamento

A partir da área projectada e da sua envergadura, pode-se obter facilmente o alongamento da asa a partir da equação 6, isto é:

$$AR = \frac{3238^2}{3493802} = 3 \quad (18)$$

#### 5.2.3 Relação de afilamento

Da mesma forma, obtidos os perfis na raiz e na ponta da asa são conhecidas as suas cordas e a relação de afilamento é calculada a partir da razão dessas cordas, conforme expresso na equação 7. Assim, a relação de afilamento tem o seguinte valor:

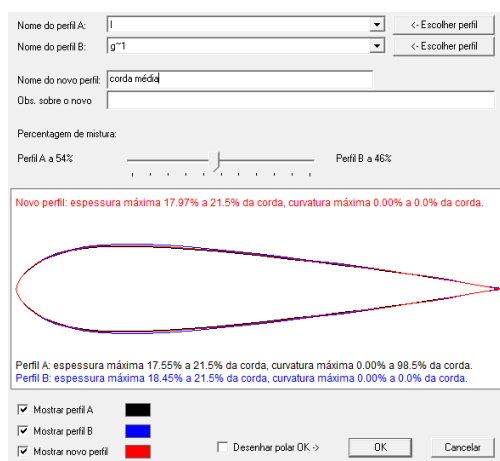
$$\lambda = \frac{1349}{809} = 1,667 \quad (19)$$

#### 5.2.4 Corda média aerodinâmica

A corda média aerodinâmica é obtida a partir da equação 8, ou seja:

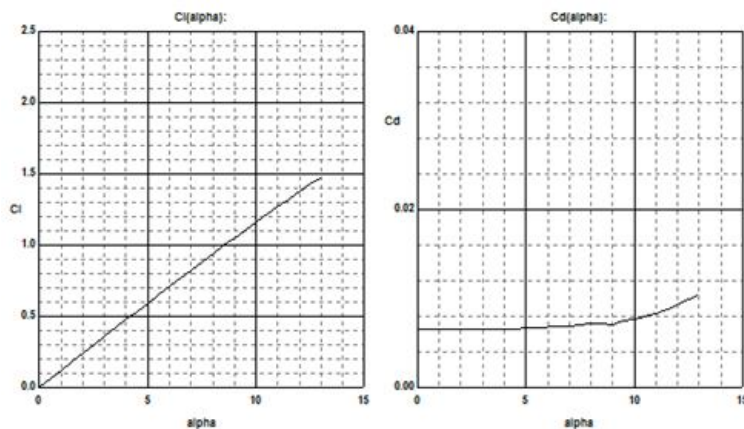
$$\bar{c} = \frac{2}{3} \cdot 809 \cdot \left( \frac{1 + 1,667 + 1,667^2}{1 + 1,667} \right) = 1101,29 \text{ mm} \quad (20)$$

Da observação do quadro 31 no anexo D retira-se que este comprimento de corda não pertence a nenhum dos perfis que compõem a asa após a sua discretização. Para se poder seguir com a análise estática, é necessário obter as características do perfil a partir da corda média. Para o efeito, retirou-se do quadro 31 o perfil que mais se aproximava dessa corda, que corresponde ao perfil com corda de 1100.6 mm. As suas características são retiradas do programa *Profili 2.27c* e são apresentadas nas figuras 50, 51 e 52 e no quadro 11.



**Figura 50:** Perfil da corda média aerodinâmica da asa.

Usou-se o perfil anterior para se obter as curvas características para o *número de Reynolds* de 7731791.



**Figura 51:** Curva do coeficiente de sustentação e de arrasto.

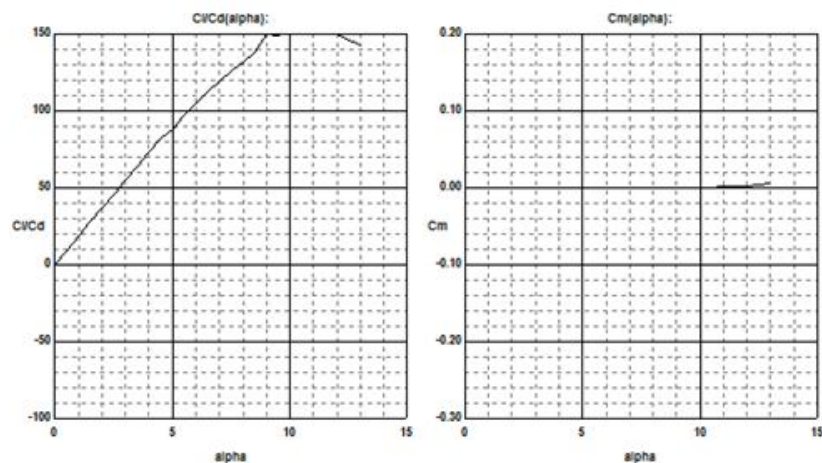


Figura 52: Curva da eficiência do perfil e do coeficiente de momento.

Quadro 11: Características aerodinâmicas do perfil da corda média aerodinâmica.

'corda média' a 7732000 Re - Mach=0.0000 - NCrit=9.00				
Alfa	Cl	Cd	Cl/Cd	Cm
0.0	0.0000	0.0065	0.0000	0.0000
0.5	0.0592	0.0065	9.1077	-0.0001
1.0	0.1184	0.0065	18.2154	-0.0003
1.5	0.1778	0.0065	27.3538	-0.0005
2.0	0.2360	0.0065	36.3077	-0.0005
2.5	0.2950	0.0065	45.3846	-0.0007
3.0	0.3539	0.0065	54.4462	-0.0008
3.5	0.4132	0.0065	63.5692	-0.0010
4.0	0.4719	0.0065	72.6000	-0.0012
4.5	0.5302	0.0065	81.5692	-0.0012
5.0	0.5882	0.0067	87.7910	-0.0013
5.5	0.6464	0.0067	96.4776	-0.0014
6.5	0.7633	0.0068	112.2500	-0.0016
7.0	0.8209	0.0069	118.9710	-0.0016
7.5	0.8772	0.0070	125.3143	-0.0015
8.0	0.9340	0.0071	131.5493	-0.0014
8.5	0.9915	0.0072	137.7083	-0.0015
9.0	1.0460	0.0070	149.4286	-0.0009
9.5	1.0999	0.0074	148.6351	-0.0003
10.0	1.1562	0.0077	150.1558	-0.0002
10.5	1.2127	0.0079	153.5063	-0.0001
11.0	1.2669	0.0082	154.5000	0.0003
11.5	1.3181	0.0088	149.7841	0.0011
12.0	1.3726	0.0092	149.1957	0.0015
12.5	1.4224	0.0098	145.1429	0.0025
13.0	1.4680	0.0103	142.5243	0.0045

### 5.2.5 Coeficiente angular da curva característica $c_l$ versus $\alpha$ do perfil

Este valor representa a inclinação da recta que compõe a parte linear da curva característica da sustentação com o ângulo de ataque. Observando o gráfico na figura 51, pode-se calcular  $\alpha$  usando os valores do coeficiente de sustentação para  $\alpha = 1^\circ$  e  $\alpha = 4^\circ$ , isto é:

$$\alpha = \frac{0.2360 - 0.1184}{4 - 1} = 0.1176 \quad (21)$$

Como o valor obtido para o alongamento foi inferior a 4, usou-se a equação 12 e obteve-se o seguinte resultado para o coeficiente angular  $\alpha$ :

$$\alpha = \frac{0.1176}{\sqrt{1 + \left(\frac{0.1176}{\pi \cdot 3}\right)^2} + \frac{0.1176}{\pi \cdot 3}} = 0.1168 \quad (22)$$

### 5.2.6 Coeficiente de sustentação da asa

Substituindo o coeficiente angular  $\alpha$  na equação 13, tem-se o coeficiente de sustentação da asa  $C_L = 0.1168 \cdot \alpha$ , pois  $\alpha_{L=0} = 0$  para perfis simétricos. A figura 53 ilustra os resultados do quadro 32 (Anexo D) para a resolução da equação 13 para ângulos de ataques entre  $0^\circ$  e  $13^\circ$  com incrementos de  $1^\circ$ .

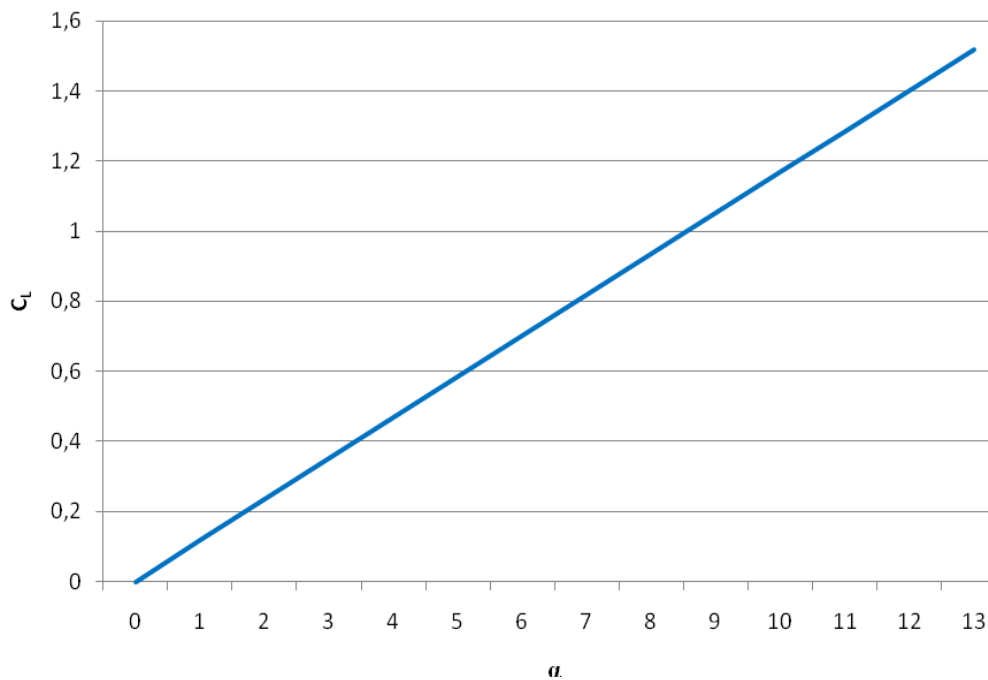
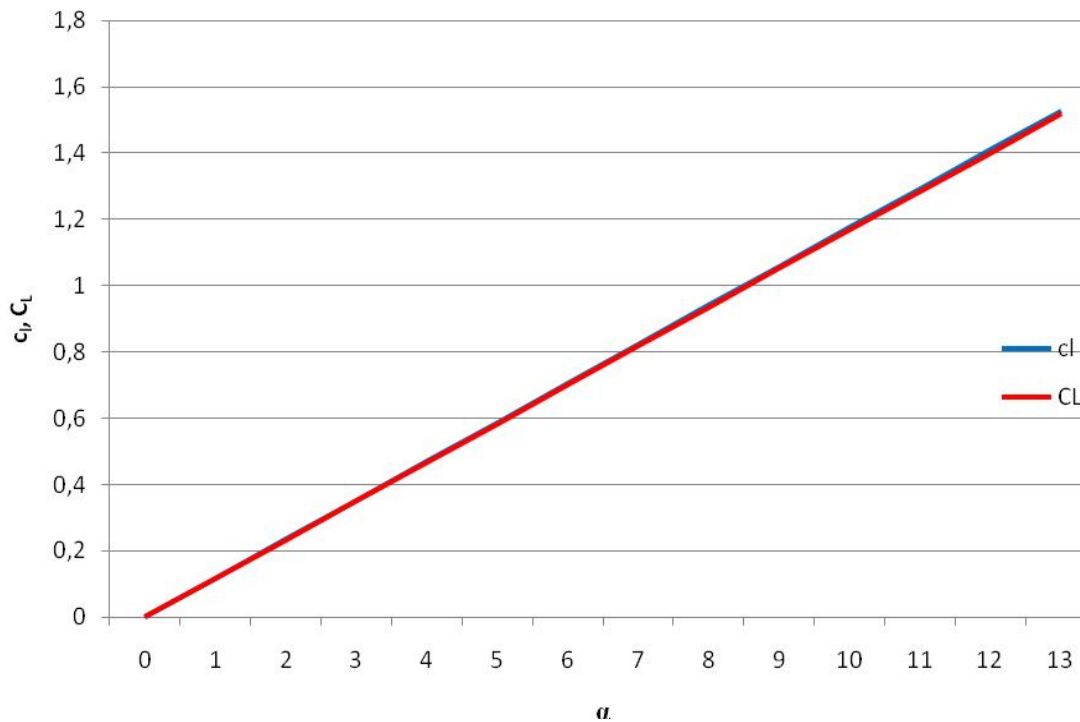


Figura 53: Curva do coeficiente de sustentação da asa.

A máxima diferença percentual de 0.68% da figura 54 mostra que nesta situação não é relevante a diferença entre o coeficiente de sustentação do perfil e da asa.



**Figura 54:** Gráfico ilustrando a diferença entre o coeficiente de sustentação do perfil e da asa.

### 5.2.7 Força de sustentação da asa

Para se obter a força de sustentação máxima gerada pela asa, é necessário saber o coeficiente de sustentação máximo da mesma. Como este perfil só tem zona linear vai-se considerar o  $C_L=1.5184$  para  $\alpha = 13^\circ$ . Substituindo os valores na equação 14, obtém-se:

$$L = \frac{1}{2} \cdot 1.1892 \cdot 102.78^2 \cdot 3.493802 \cdot 1.5184 = 33321.66 \text{ N} \quad (23)$$

### 5.2.8 Velocidade de Stall

Para se obter a velocidade mínima para a aeronave permanecer em voo recto e nivelado, substitui-se os valores na equação 15 e obtém-se a velocidade de *stall*:

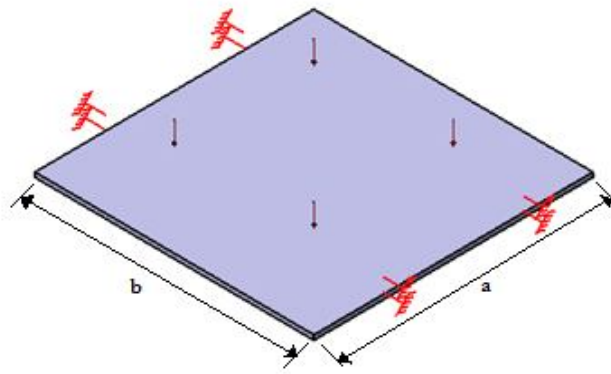
$$v_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 816.47}{1.1892 \cdot 3.493802 \cdot 1.5184}} = 16 \text{ m/s} = 57.6 \text{ Km/h} \quad (24)$$



## Capítulo 6 - Análise dinâmica e estrutural da asa

### 6.1 Cálculo estrutural da chapa de revestimento

A chapa de revestimento da estrutura da asa tem de ser capaz de suportar o esforço de sustentação que resulta da aerodinâmica do voo. Para o efeito, tornou-se necessário definir em primeiro lugar o espaçamento máximo que se podia deixar entre nervuras (perfis). O espaçamento máximo entre nervuras foi determinado através de um critério de dimensionamento baseado na flecha máxima da placa, onde se considerou para o efeito um valor máximo para a flecha de 5mm. De seguida, verificou-se se o nível de tensão instalado na placa de revestimento não excede o limite elástico do material.



**Figura 55:** Pressão aplicada numa placa rectangular encastada em dois lados oposto.

A figura 55 representa o modelo simplificado de placa utilizado para o cálculo, onde se considerou que entre duas nervuras consecutivas a placa tem condições de fronteira de encastamento e as outras duas extremidades estão livres. É aplicada uma pressão uniforme  $P$  na placa de dimensões  $a \times b$  onde  $b$  é o espaçamento entre nervuras (perfis).

A flecha máxima para uma placa nas condições da figura 55 é obtida a partir da seguinte expressão:

$$\omega = \beta \cdot \frac{P \cdot b^4}{D} \quad (25)$$

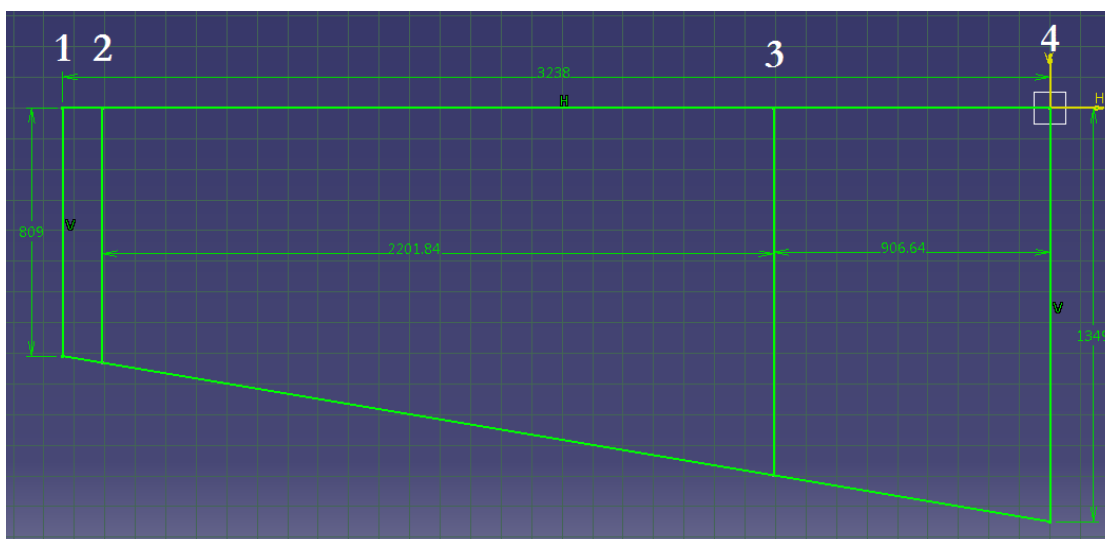
onde

$$D = \frac{E \cdot h^3}{12 \cdot (1 - \nu^2)} \quad (26)$$

representa o módulo de rigidez à flexão. Na equação 25,  $\omega$  representa a flecha máxima em [mm],  $\beta$  é um valor adimensional (representado na tabela 12) que depende da razão entre o comprimento maior e menor da chapa.  $E$  é o módulo de Young (70000 MPa para o alumínio),  $h$  é a espessura da chapa e  $\nu$  representa o coeficiente de Poisson (valor adimensional igual a 0.3 para o alumínio).

**Quadro 12:** Valores de  $\beta$  para a resolução da equação 25.

b	a/b	$\beta$
0	$\infty$	0,0026
64,76	15,6609	0,0026
129,52	7,830451	0,0026
194,28	5,220301	0,0026
259,04	3,915225	0,0026
323,8	3,13218	0,0026
388,56	2,61015	0,0026
453,32	2,237272	0,0026
518,08	1,957613	0,0026
582,84	1,7401	0,0026
647,6	1,56609	0,0026
712,36	1,423718	0,0024
777,12	1,305075	0,00234

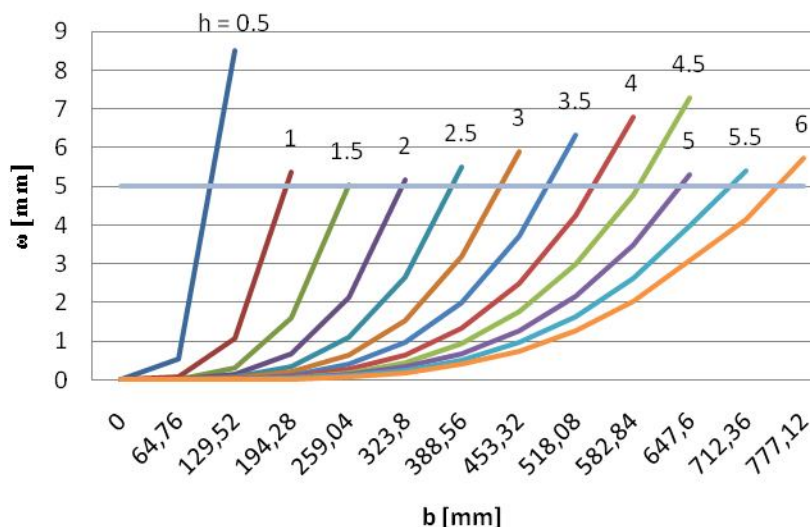


**Figura 56:** Imagem representativa das posições obrigatórias das nervuras.

Na figura 56 estão representados 4 perfis com a numeração 1, 2, 3 e 4. Estes perfis representam as posições obrigatórias das nervuras. O perfil 1 e 4 é intuitivo, pois define a ponta e a raiz da asa. O perfil 2 e 3 estão relacionados com a posição do *aileron*. Repare-se que se o *aileron* se prolongasse até à ponta da asa só seria necessário (em termos de perfis obrigatórios) o perfil 3.

Fazendo-se variar o espaçamento entre perfis (dimensão  $b$ ) e a espessura da chapa de revestimento ( $h$ ), calculou-se a flecha máxima e determinou-se assim a combinação óptima entre o espaçamento das nervuras e a espessura da chapa de revestimento a utilizar por forma a que a flecha não excedesse os 5 mm. Os resultados destas combinações estão expressos de forma sumária na figura 57.





**Figura 57:** Gráfico representativo do deslocamento vertical ( $w$ ) provocado pela pressão de 0.0093 MPa, para vários espaçamentos de nervuras ( $b$ ) e espessuras de chapa ( $h$ ).

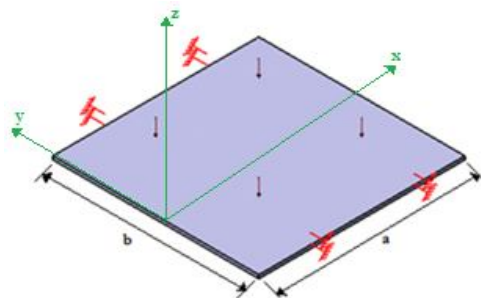
Desta análise concluiu-se que por cada 0.5 mm de espessura da chapa de revestimento se acrescenta aproximadamente 10 kg à asa. No entanto, se se utilizar uma espessura menor para a chapa de revestimento, isso implica o uso de mais nervuras e, por cada nervura ou perfil adicional, acrescenta-se em termos médios 1 a 3 kg à asa.

Em termos do critério de dimensionamento da flecha máxima para a chapa de revestimento, conclui-se que a chapa de 1.5 mm com um espaçamento máximo de aproximadamente 259,04 mm é o melhor revestimento em termos construtivos e de dimensionamento estrutural.

De seguida vai-se verificar se o nível de tensão instalado na chapa com as características em cima definidas não excede o valor da tensão de cedência do material.

### 6.1.2 Tensão máxima instalada

Para se obter a tensão máxima instalada no centro da placa, é necessário calcular os momentos nesse ponto com as equações 27 e 28 e em relação ao respectivo eixo. A figura 58 ilustra a posição dos eixos relativamente à chapa em análise.



**Figura 58:** Eixos de referencia para a chapa.

$$M_x = \varphi_1 \cdot P \cdot b^2 \quad (27)$$

$$M_y = \varphi_2 \cdot P \cdot b^2 \quad (28)$$

Os valores de  $\varphi$  são obtidos a partir do quadro 13 (Timoshenko e Krieger (1972))

**Quadro 13:** Valores para a resolução das equações 27 até à 28.

b	a/b	$\varphi_1$	$\varphi_2$	$M_x$	$M_y$
259,04	3,915225	0.0125	0.0417	7.800	26.022

Após estas considerações, está-se em condições de se calcular as tensões principais. Para tal, usa-se as seguintes equações:

$$\sigma_1 = \sigma_y (\text{máximo}) = \frac{6 \cdot M_y}{h^2} = 78.066 \text{ MPa} \quad (29)$$

$$\sigma_2 = \sigma_x (\text{máximo}) = \frac{6 \cdot M_x}{h^2} = 23.4 \text{ MPa} \quad (30)$$

A tensão máxima instalada na placa é calculada através da forma específica da tensão de von Mises. O revestimento deve suportar os esforços a que está sujeito se o valor obtido for inferior ao valor da tensão de cedência,  $\sigma_y$ , do material usado.

$$\sigma_{\text{von Mises}} = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2} \leq \frac{\sigma_y}{\sqrt{3}} \quad (3117)$$

Substituindo o valor das tensões principais para a chapa de revestimento na tensão equivalente de von Mises, verifica-se que o nível de tensão instalado não excede o valor da tensão de cedência do material, isto é:

$$\sigma_{\text{von Mises}} = 81.50 \text{ MPa} \leq 115,47 \text{ MPa} \quad (32)$$

## 6.2 Estudo de vibrações na asa

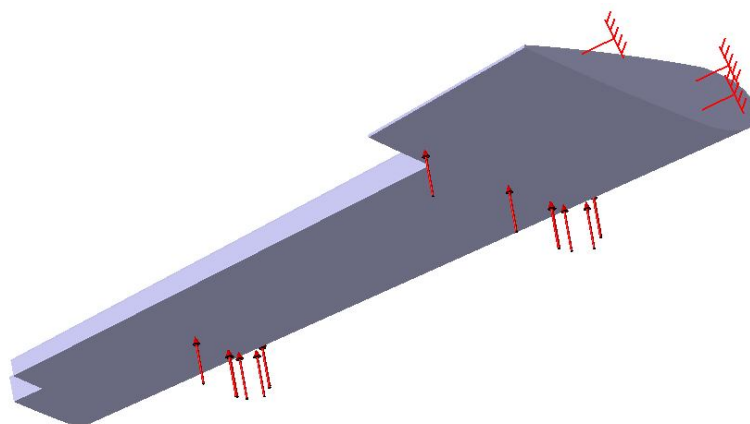
### 6.2.1 Introdução

O estudo dos modos próprios para a asa consistiu em se obter as primeiras frequências naturais de vibração da asa, o mais elevadas possível por forma a se obter a melhor relação rigidez/massa sem se aproximar no entanto das frequências de excitação geradas pelo motor (que são tipicamente na ordem dos 40 a 45 Hz).

### 6.2.2 Análise de convergência

Para o estudo da convergência da malha refinou-se a malha para vários tamanhos (40, 35, 30, 25 e 20 mm) e verificou-se o número de graus de liberdade correspondentes a cada malha (com elementos tetraedros, ou seja, elementos com quatro nós o que faz 12 graus de

liberdade por elemento) e qual o deslocamento máximo provocado por uma carga distribuída no intradorso de valor igual a  $100 \text{ N/m}^2$ . A figura 59 ilustra as condições de fronteira aplicadas na asa.

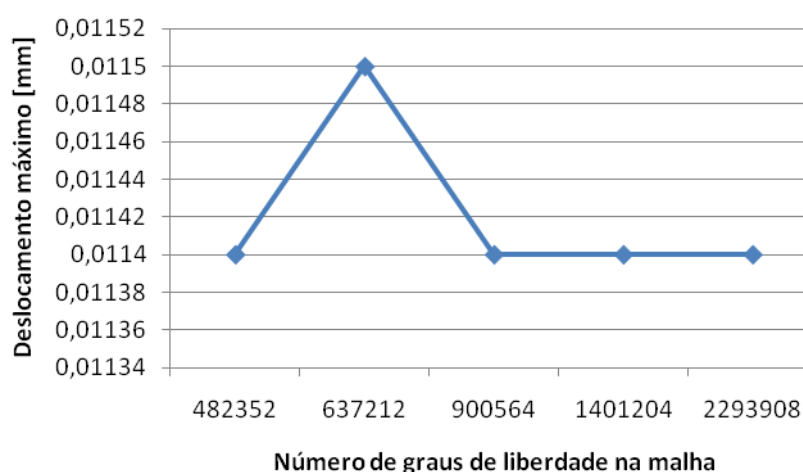


**Figura 59:** Aplicação de carga distribuída no intradorso da asa.

O quadro com o refinamento e o gráfico de convergência são apresentados de seguida.

**Quadro 14:** Malha e os seus elementos e o deslocamento máximo da asa quando aplicado uma carga distribuída de  $100 \text{ N/m}^2$ .

Dimensão da malha [mm]	Nº de graus de liberdade	Deslocamento máximo [mm]
40	482352	0,0114
35	637212	0,0115
30	900564	0,0114
25	1401204	0,0114
20	2293908	0,0114



**Figura 60:** Convergência da malha.

Verificou-se então que para tamanhos de malha inferiores a 30 mm se obtém a convergência para um deslocamento máximo de 0.0114 mm, tendo-se assim optado para a análise de vibrações por se utilizar uma malha de tamanho igual a 20 mm.

### 6.2.3 Estudo de vibrações na asa

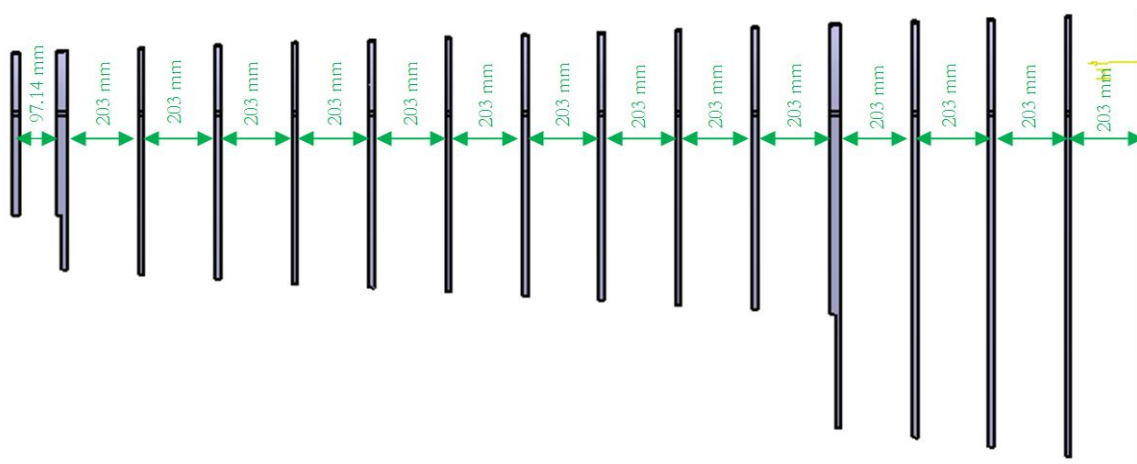
O objectivo principal deste estudo era a optimização da estrutura interna em termos de relação rigidez/massa, tendo sempre o cuidado de se afastar a primeira frequência natural da frequência de excitação do motor.

Para a nova estrutura da asa, começou-se por colocar nervuras de 16.19mm (que são definidas pelos perfis optimizados, obtidos com o programa *PROFILI*) nos sítios que definissem a forma da asa, e de 32.38mm de largura nos sítios comuns à asa e ao *aileron*. Essas nervuras estão representadas na figura 61.



**Figura 61:** Nervuras que definem a forma das asa e do aileron.

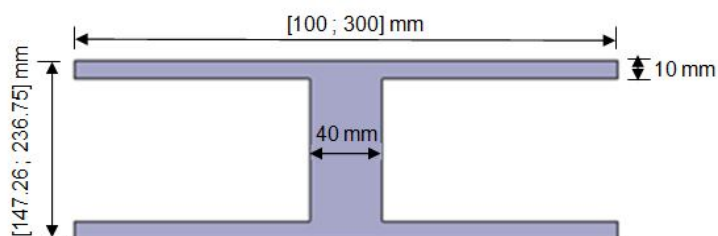
O dimensionamento da chapa de revestimento permitiu concluir que as nervuras só podem estar afastadas no máximo 259,04mm. No entanto, as nervuras obrigatórias para definir a estrutura da asa, ou seja, para o espaçamento das nervuras 2 e 5, e das nervuras 5 e 7, têm 2169,46 mm e 858.07 mm de comprimento, respectivamente. Assim, torna-se necessário diminuir esse espaçamento por forma a se respeitar o dimensionamento para a chapa de revestimento. Os perfis a utilizar serão de 16.19 mm. A figura seguinte ilustra todas as nervuras da asa e a sua localização aproximada na estrutura da asa.



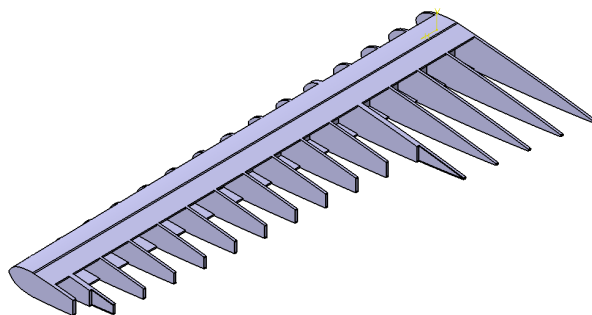
**Figura 62:** Nervuras e as suas distâncias na asa.

O passo seguinte foi o de criar uma longarina que unisse a nervura da ponta e da raiz para se aumentar a rigidez e obter o primeiro modo natural de vibração. Durante todo este processo, foi-se observando o primeiro modo natural de vibração (correspondente ao  $f_1$ ) e foi-se decidindo as direcções a seguir por forma a maximizar esse modo e consequentemente a rigidez da asa.

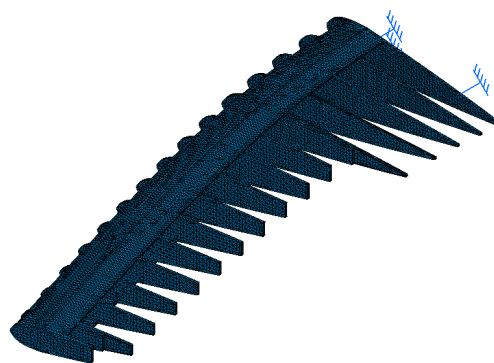
Criou-se uma longarina com secção em forma de “T”. As medidas dessa secção estão representadas esquematicamente na figura 63.



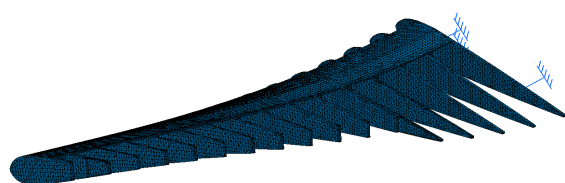
**Figura 63:** Desenho representativo com as medidas da longarina.



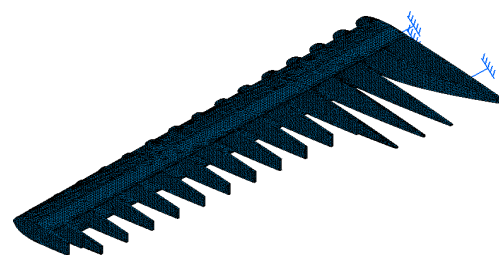
**Figura 64:** Asa com longarina em I.



**Figura 65:** Primeiro modo de excitação correspondente a asa com longarina em I.



**Figura 66:** Segundo modo de vibração da asa com longarina em I

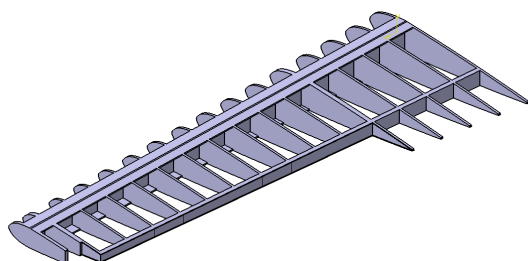


**Figura 67:** Terceiro modo de vibração da asa com longarina em I.

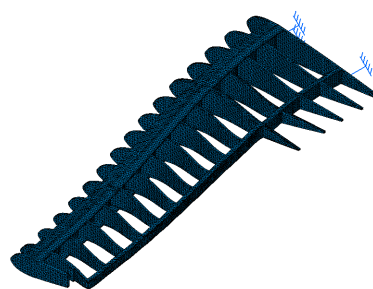
**Quadro 15:** Valores da massa e das três primeiras frequências naturais de vibração para a asa com longarina em I.

Massa [Kg]	Frequência natural de vibração [Hz]		
	f1	f2	f3
207.836	14.5769	18.701	28.0445

Pode-se observar através da figura 65 que não é necessário uma longarina tão larga e que é necessário, por sua vez, uma viga a unir as pontas dos perfis. Esta situação está representada esquematicamente na figura 68.



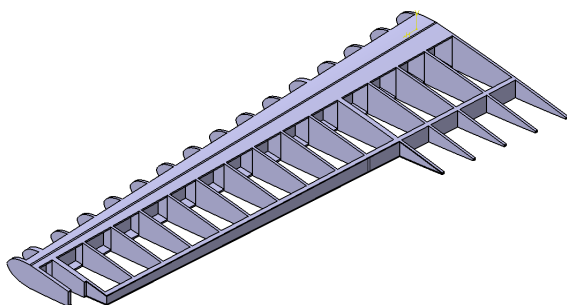
**Figura 68:** Alteração da longarina e acréscimo da barra.



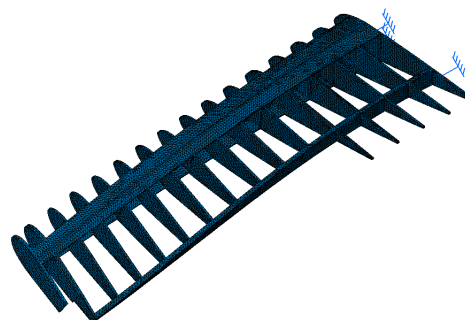
**Figura 69:** Modo de vibração da asa da figura 70 associado ao f1.

Ao diminuir a largura da longarina diminuiu-se também o valor da frequência natural de vibração. Uma opção para atenuar este efeito seria a de se fazer uma longarina que variasse

a sua largura ao longo de todo o comprimento da asa. A geometria da longarina com este novo conceito está ilustrada na figura 70.

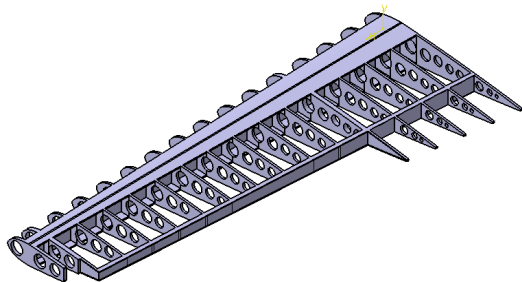


**Figura 70:** Variação da largura da viga ao longo da envergadura da asa.

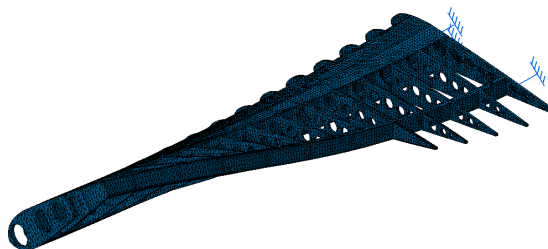


**Figura 71:** Representação do primeiro modo natural de vibração correspondente à terceira alteração na estrutura interna da asa.

De seguida, retirou-se massa à estrutura da asa, aplicando-se furos nas nervuras e tornando-se a barra numa viga com secção em forma de “I” (ou melhor, em metade de uma).

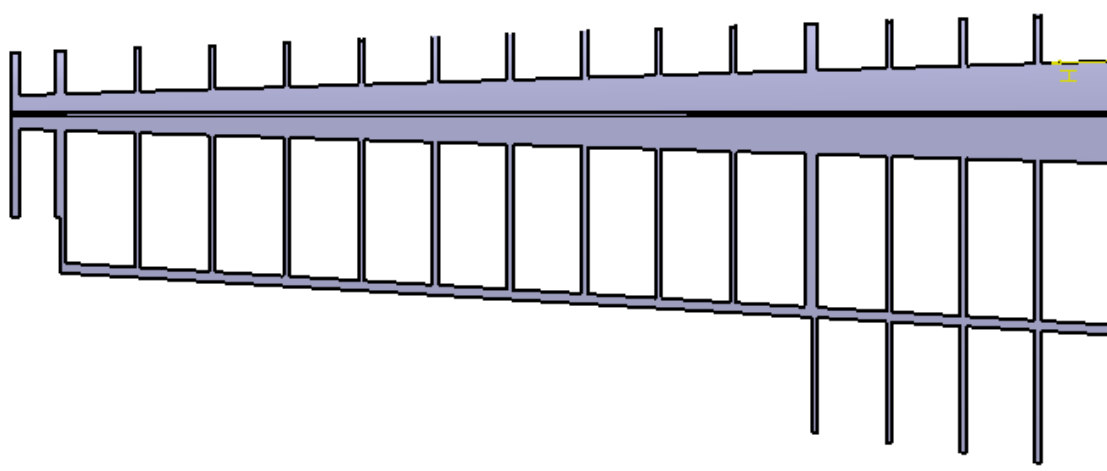


**Figura 72:** Asa final após se retirar massa.

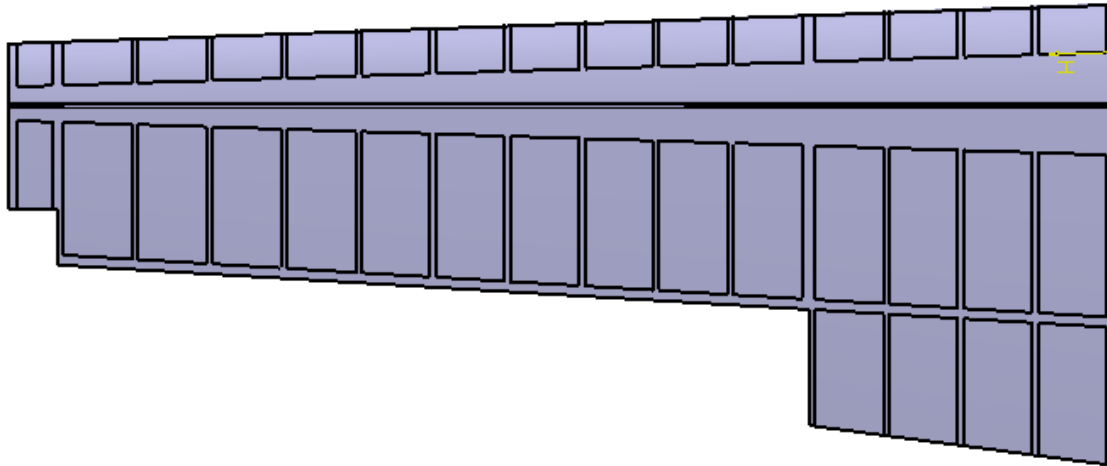


**Figura 73:** Primeiro modo de vibração da asa final.

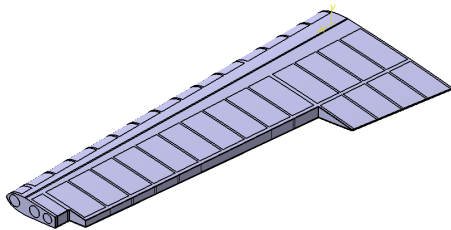
Consegui-se com esta configuração o valor máximo da relação rigidez/massa. As imagens da asa vista de cima, com e sem chapa de revestimento e as suas frequências naturais de vibração estão representadas esquematicamente nas figuras 74 e 75.



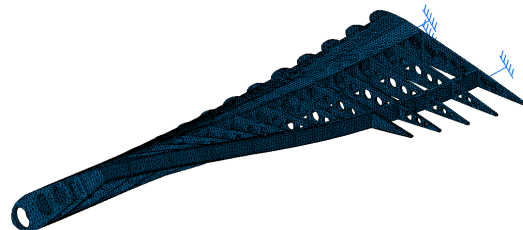
**Figura 74:** Vista de cima da asa sem chapa de revestimento.



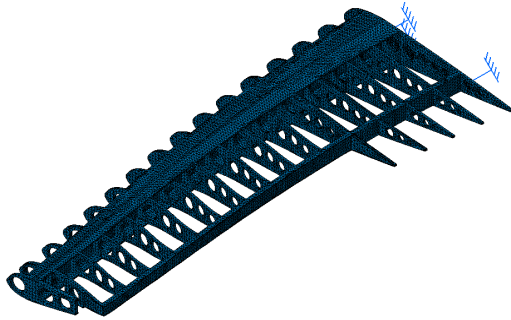
**Figura 75:** Vista superior da asa com chapa de revestimento.



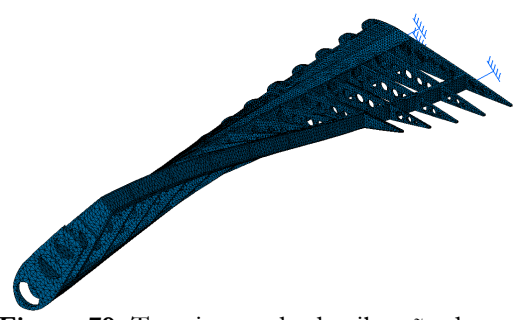
**Figura 76:** Vista isométrica da asa.



**Figura 77:** Primeiro modo de vibração da asa.



**Figura 78:** Segundo modo de vibração da asa.



**Figura 79:** Terceiro modo de vibração da asa.

**Quadro 16:** Valores da massa e das três primeiras frequências naturais de vibração para a asa.

Massa [Kg]	Frequência natural de vibração [Hz]		
	f1	f2	f3
148.232	20.6066	20.7892	30.9273



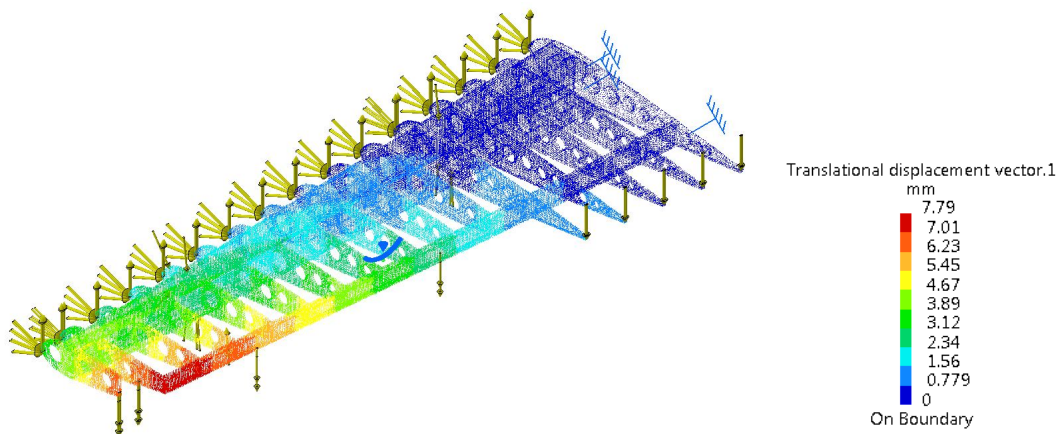
#### 6.2.4 Aplicação das pressões e momentos gerados pelos perfis

Para se converter as forças geradas por envergadura em pressões somaram-se todas as forças e dividiram-se pela área projectada da área. Desta forma, obtiveram-se os seguintes valores de pressão:

$$\text{Pressão de sustentação} = 9230 \text{ Pa} = 0.009230 \text{ MPa}$$

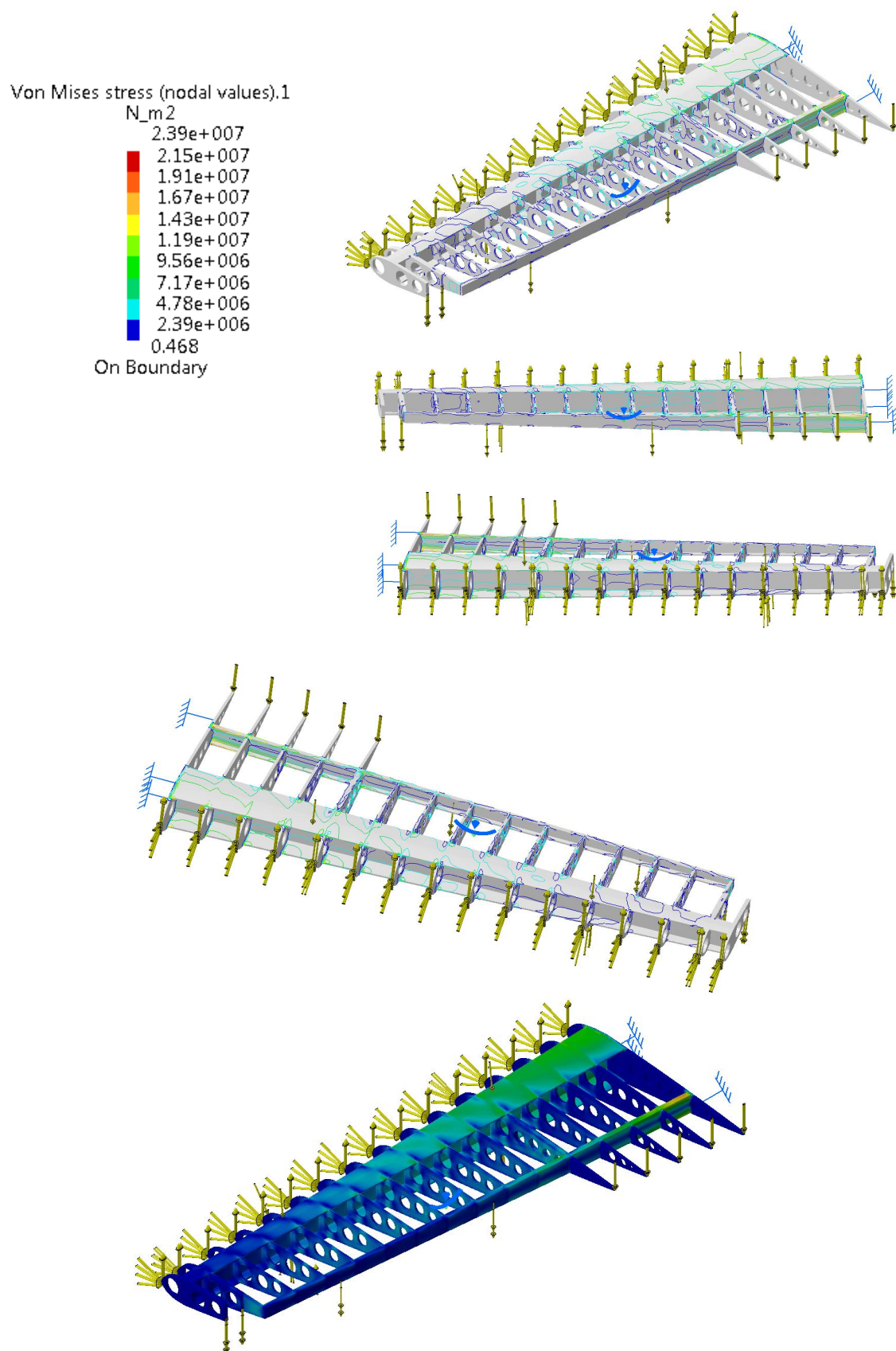
$$\text{Pressão gerada pelo arrasto} = 65.03 \text{ Pa} = 6,553 \times 10^{-5} \text{ MPa}$$

Os momentos obtidos foram divididos um a um pela respectiva corda do perfil por forma a se obter um esforço equivalente. Após isto, dividiu-se o valor obtido por dois para se saber a carga distribuída em cada um dos lados da asa. Esta carga distribuída foi aplicada com sentidos opostos em cada lado por forma a formar um binário equivalente ao momento. O valor a aplicar em cada um dos lados foi de 0.053842 N/mm.



**Figura 80:** Deslocamentos provocados pelas pressões e momentos.

Da observação da figura 80 retira-se que o maior deslocamento é no vértice onde estará o *aileron*, mas o valor máximo para o deslocamento não é de todo significativo.

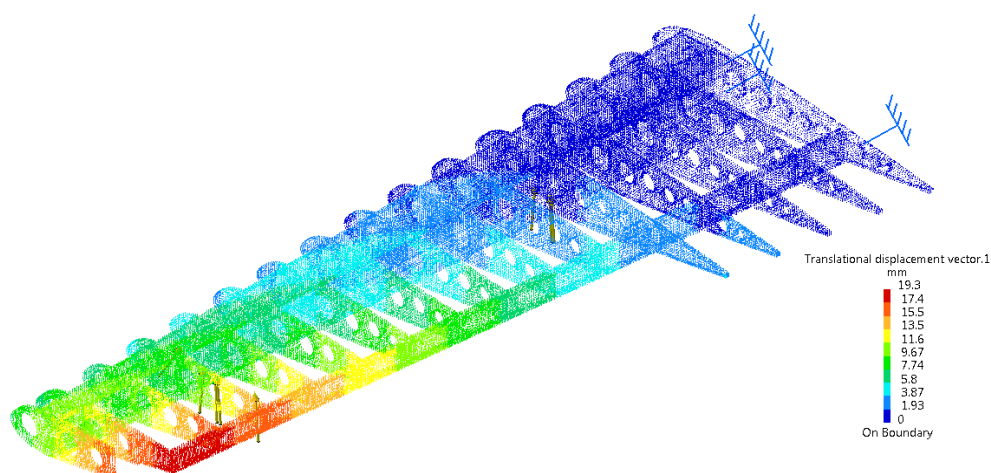


**Figura 81:** Ilustração da tensão de Von Mises.

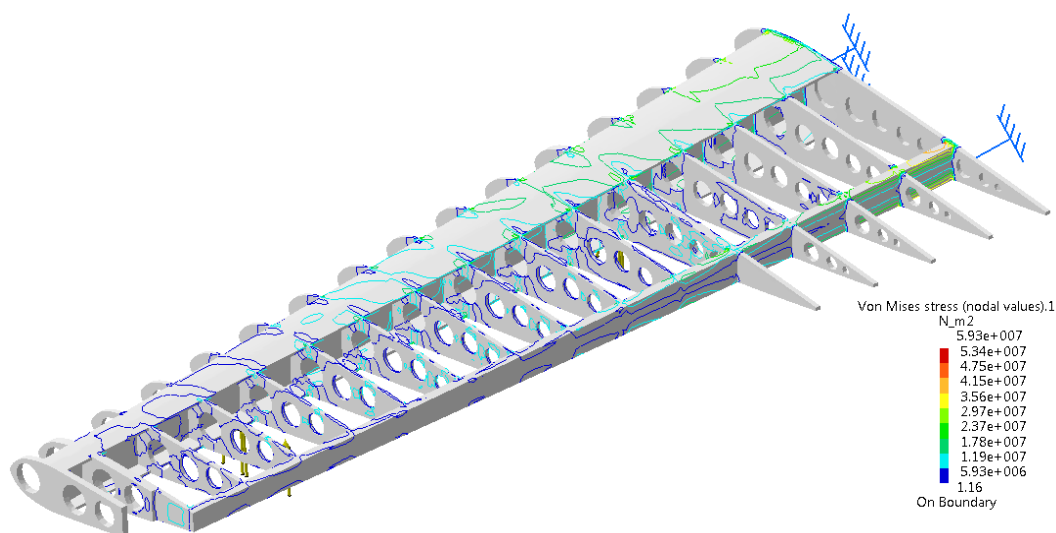
A partir dos valores para a pressão devido à sustentação, pressão devido ao arrasto e do momento aerodinâmico, obteve-se uma tensão equivalente máxima de Von Mises instalada de **24 MPa**, valor este que é bastante inferior à tensão de cedência do alumínio.

### 6.2.5 Impacto da força G na estrutura da asa

Sabendo-se o peso da aeronave (816.47 kg) e que a força G deste tipo de aeronaves é de 10 G, ou seja, as asas têm que suportar 10 vezes o peso da aeronave, calculou-se a pressão gerada por essa força (80068.35 N) na asa após se dividir pela área projectada, ou seja, um valor aproximadamente igual a 0.02292 MPa. Nas figuras 82 e 83 observa-se o deslocamento e tensão de Von Mises instalada nestas condições de carregamento.



**Figura 82:** Deslocamento obtido na asa após aplicação da força G.



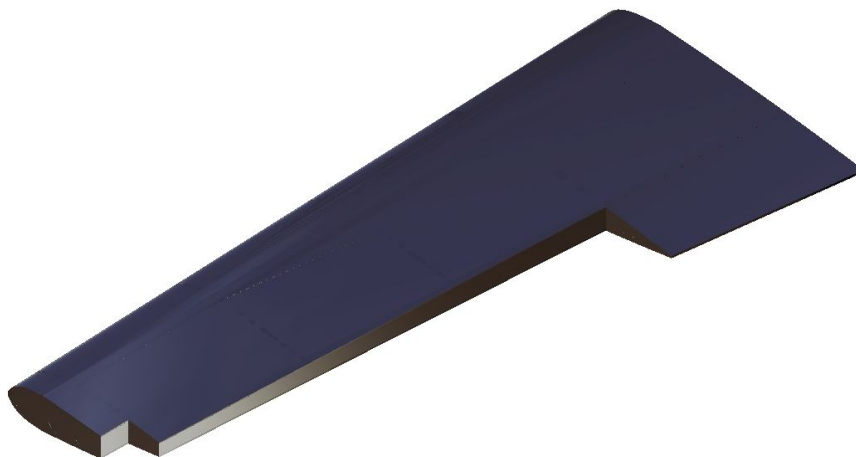
**Figura 83:** Ilustração das tensões de Von Mises na asa quando sujeita à força G.

Das figuras anteriores retira-se que o deslocamento máximo obtido é de 19 mm e a tensão de Von Mises máxima instalada é de 59 MPa.

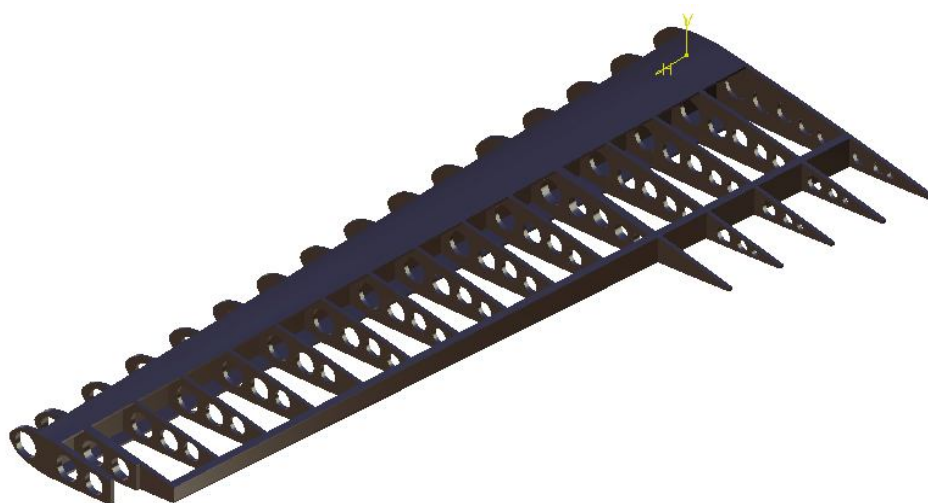


## Capítulo 7- Conclusão e sugestões para trabalhos futuros

A asa obtida através do uso dos conhecimentos adquiridos ao longo do curso de engenharia mecânica e adaptados à aeronáutica foi a seguinte:



**Figura 84:** Asa de alumínio com chapa.



**Figura 85:** Asa de alumínio sem chapa.

Na construção desta asa teve-se em atenção a selecção dos perfis utilizados por forma a se otimizar os coeficientes correspondentes à melhor aerodinâmica de voo. Com base na selecção desses coeficientes, puderam-se escolher os diversos perfis a integrar na estrutura da asa e assim se obter os parâmetros fundamentais para a realização da análise estrutural e dinâmica da estrutura interna da asa.

O cálculo estrutural consistiu em se obter o espaçamento máximo entre perfis por forma a que a chapa de revestimento cumprisse os critérios de flecha máxima (neste caso de 5 mm) e de tensão máxima de Von Mises instalada. Para a realização destes cálculos foi fundamental a definição das pressões devido à sustentação e arrasto da aerodinâmica de voo da asa.

A análise dinâmica teve duas componentes fundamentais que foram por um lado o permitir o aumento da relação rigidez/massa e por outro lado permitir aferir se os primeiros modos naturais de vibração da asa se afastavam ou não da frequência de excitação externa (que neste caso foi apenas a frequência externa de excitação do motor). Convém ainda referir que para a análise dinâmica aproximou-se a condição de fronteira na raiz da asa por um encastramento. Isso não se verifica na realidade mas considerou-se para o efeito como sendo uma boa aproximação.

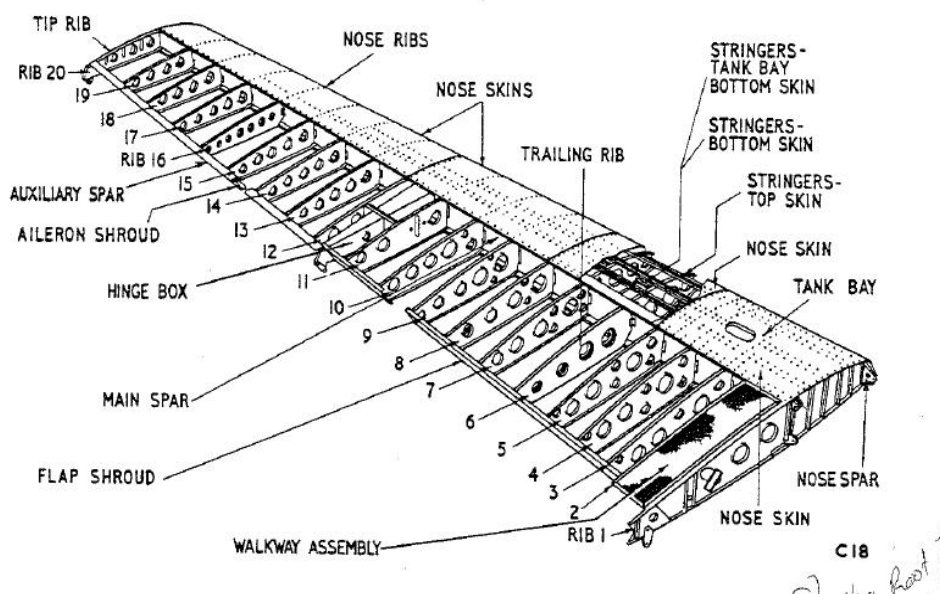


Figura 86: Desenho da estrutura interna de uma asa.

Para trabalhos futuros pode-se desenvolver a ligação da asa à fuselagem, conforme se pode observar na figura 87.

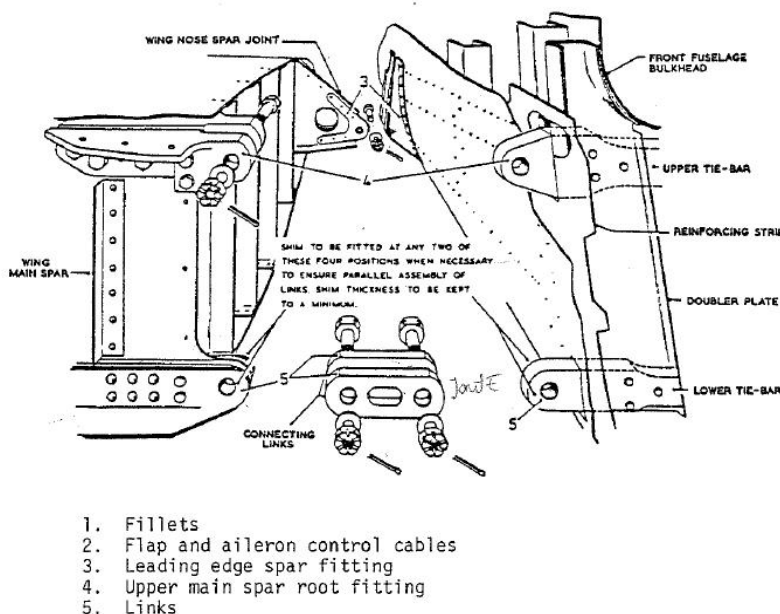


Figura 87: Ligação da asa à fuselagem.

Pode-se também acrescentar o *aileron* e ponderar se só se acrescenta *aileron* ou se se recorre também a uma *flap*. Um exemplo é mostrado na figura 88.

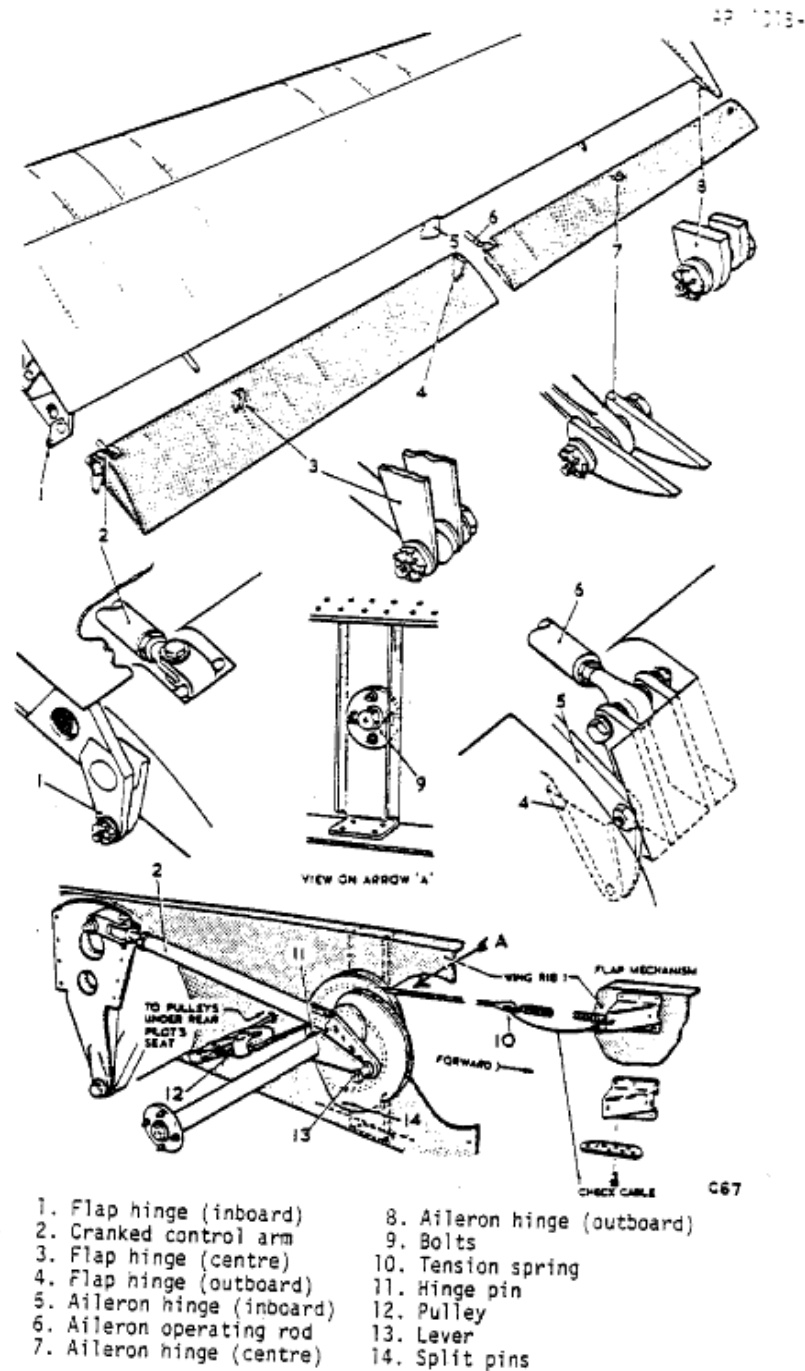


Figura 88: Assembly do flap e aileron a asa.





## Referencias bibliográficas

- [1] História da aviação de 1800 até 1900  
[http://www.century-offlight.net/Aviation%20history/aviation%20timeline/1800\\_to\\_1900.htm](http://www.century-offlight.net/Aviation%20history/aviation%20timeline/1800_to_1900.htm)
- [2] História da aviação de 1890  
<http://www.century-of-flight.net/Aviation%20history/aviation%20timeline/1890.htm>
- [3] Bibliografia de George Cayley  
<http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/cayley.html>
- [4] Imagem do Avion III  
[http://www.lessignets.com/signetsdiane/calendrier/images/mars/5/Avion\\_III.jpg](http://www.lessignets.com/signetsdiane/calendrier/images/mars/5/Avion_III.jpg)
- [5] Imagem do Avion III  
[http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/images/avion3\\_foldedwings\\_500.jpg](http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/images/avion3_foldedwings_500.jpg)
- [6] Imagem do Avion III  
[http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/images/ader\\_avion3\\_1\\_500.jpg](http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/images/ader_avion3_1_500.jpg)
- [7] Imagem do primeiro avião dos irmãos Wright  
<http://www.davidullman.com/img/wrightFlyer.jpg>
- [8] Imagem do primeiro avião dos irmãos Wright  
<http://www.pbs.org/wgbh/nova/wright/flye-nf.html>
- [9] Bibliografia de Robert Esnault- Pelterie  
<http://www.ctie.monash.edu.au/hargrave/rep.html>
- [10] Configuração das asas  
[http://en.wikipedia.org/wiki/Wing\\_configuration](http://en.wikipedia.org/wiki/Wing_configuration)
- [11] Professor MSc. Luiz Edurado Miranda J. Rodrigues, Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projecto SAE-AeroDesign  
[http://www.engbrasil.eng.br/index\\_arquivos/](http://www.engbrasil.eng.br/index_arquivos/)
- [12] Frequências Naturais  
<http://www.seara.ufc.br/tintim/fisica/ressonancia/ressonancia2.htm>
- [13] Frequência Natural  
[http://www.cs.wright.edu/~jslater/SDTCOutreachWebsite/nat\\_frequency.htm](http://www.cs.wright.edu/~jslater/SDTCOutreachWebsite/nat_frequency.htm)

- [14] S. Timoshenko, S. Woinowsky-Krieger (1986), *Theory of Plates and Shells*, McGraw-Hill N.Y., 1985
- [15] Zivko Edge  
<http://www.zivko.com/edge/site.html>
- [16] MX Aircraft  
<http://www.mxaircraft.com/mxs-photogalleries.php>
- [17] Imagem do MXS-R  
[http://www.redbullairrace.com/cs/Satellite?c=RB\\_Article&childpagename=RedBullAirRace%2FLayout&cid=1238615272944&pagename=RedBullAirRaceWrapper](http://www.redbullairrace.com/cs/Satellite?c=RB_Article&childpagename=RedBullAirRace%2FLayout&cid=1238615272944&pagename=RedBullAirRaceWrapper)
- [18] Red Bull Air Race  
<http://www.redbullairrace.com/>

## Anexo A – Profili 2.27c

### A.1 Área de trabalho e calculo do numero de Reynolds

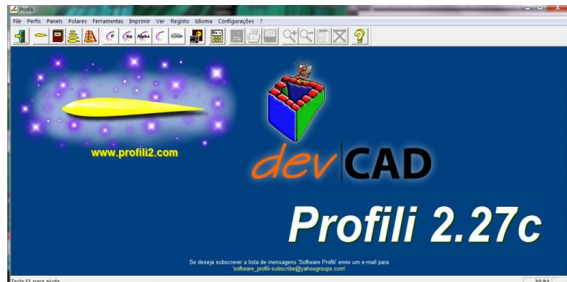


Figura 89: A área de trabalho do profili 2.27c.



Figura 90: Calculo do Re.

### A.2 Obter os coeficientes



Figura 91: Desenhar polares: escolha livre.

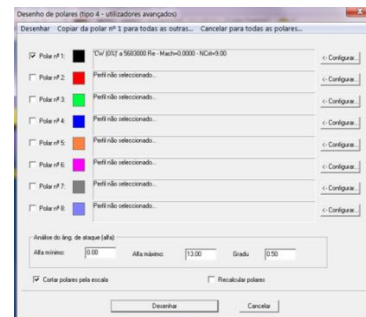


Figura 92: Seleccionar a “Polar 1” e “Configurar”.

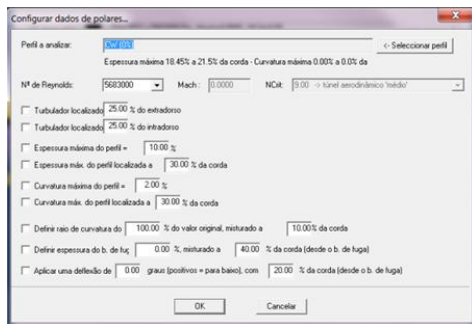


Figura 93: Seleccionar perfil.

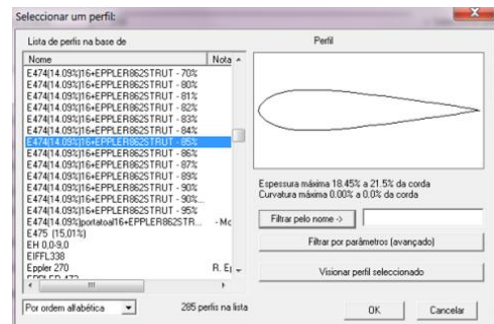


Figura 94: Da lista escolher o perfil e “OK”.

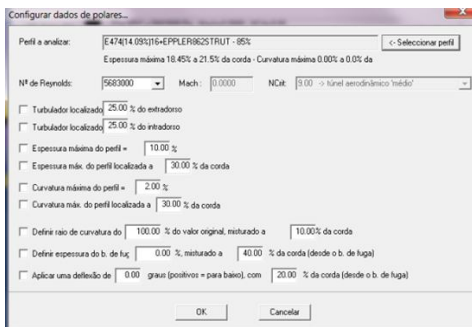


Figura 95: “OK”.

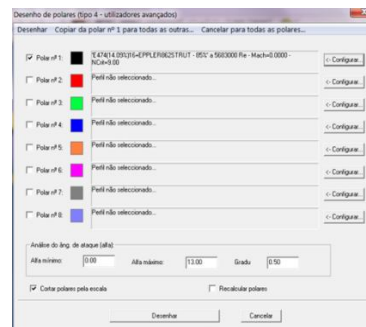


Figura 96: “Desenhar”.

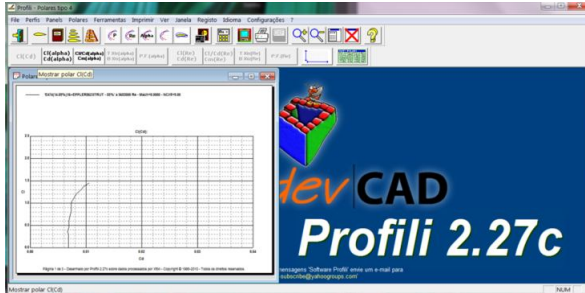


Figura 97: “Mostrar polar  $Cl(Cd)$ ”.

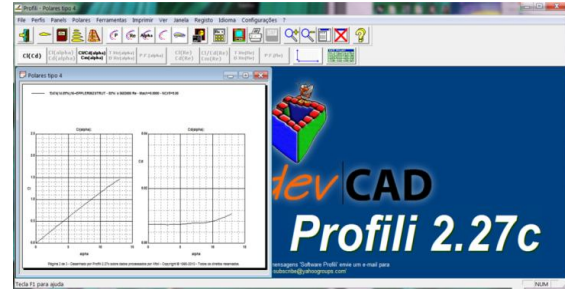


Figura 98: “Mostrar  $Cl(\alpha)$   $Cd(\alpha)$ ”.

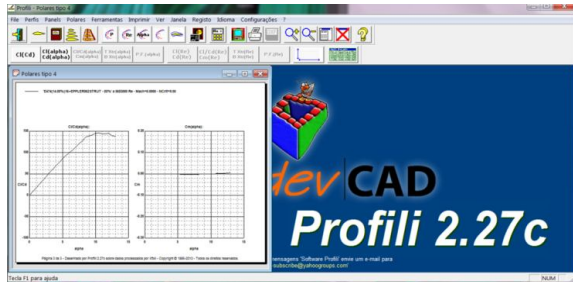


Figura 99: “Mostrar  $Cl/Cd(\alpha)$ ”.

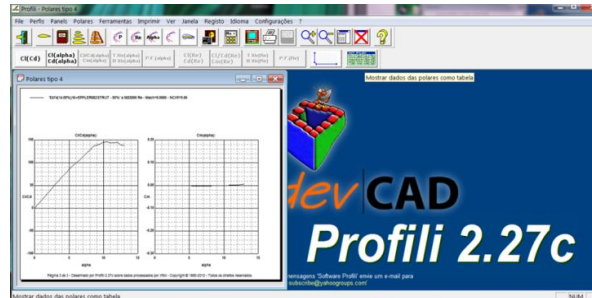


Figura 100: “Mostrar dados das polares como tabela”.

Re	Cl	Cd	Cl/Cd
0.0	0.0000	0.0000	0.0000
0.5	0.0000	0.0000	0.0000
1.0	0.1100	0.0060	17.2400
1.5	0.1700	0.0060	28.1400
2.0	0.2300	0.0060	38.4000
2.5	0.2900	0.0060	48.4000
3.0	0.3500	0.0060	58.4000
3.5	0.4100	0.0060	68.4000
4.0	0.4700	0.0060	78.4000
4.5	0.5300	0.0060	88.4000
5.0	0.5900	0.0060	98.4000
5.5	0.6500	0.0060	108.4000
6.0	0.7100	0.0060	118.4000
6.5	0.7700	0.0060	128.4000
7.0	0.8300	0.0060	138.4000
7.5	0.8900	0.0060	148.4000
8.0	0.9500	0.0060	158.4000
8.5	1.0100	0.0060	168.4000
9.0	1.0700	0.0060	178.4000
9.5	1.1300	0.0060	188.4000
10.0	1.1900	0.0060	198.4000

Figura 101: Tabela de dados.

Re	Cl	Cd	Cl/Cd
10.5	1.2500	0.0060	208.4000
11.0	1.3100	0.0060	218.4000
11.5	1.3700	0.0060	228.4000
12.0	1.4300	0.0060	238.4000
12.5	1.4900	0.0060	248.4000
13.0	1.5500	0.0060	258.4000
13.5	1.6100	0.0060	268.4000
14.0	1.6700	0.0060	278.4000
14.5	1.7300	0.0060	288.4000
15.0	1.7900	0.0060	298.4000
15.5	1.8500	0.0060	308.4000
16.0	1.9100	0.0060	318.4000
16.5	1.9700	0.0060	328.4000
17.0	2.0300	0.0060	338.4000
17.5	2.0900	0.0060	348.4000
18.0	2.1500	0.0060	358.4000
18.5	2.2100	0.0060	368.4000
19.0	2.2700	0.0060	378.4000
19.5	2.3300	0.0060	388.4000
20.0	2.3900	0.0060	398.4000

Figura 102: Tabela de dados (continuação).

## A.3 Obter mais informações do perfil criado:

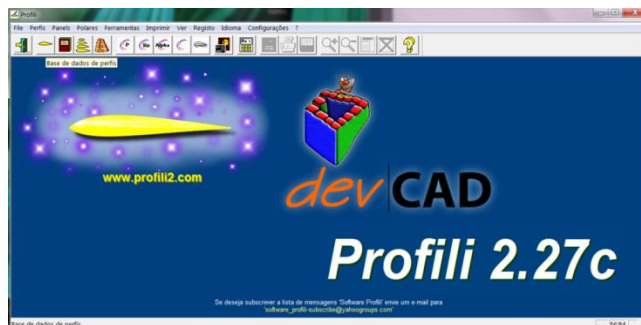


Figura 103: “Base de dados de perfis”.

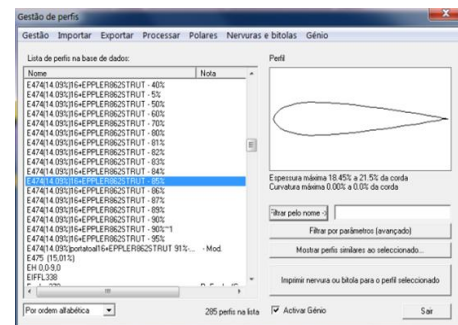


Figura 104: Duplo-click no perfil pretendido.

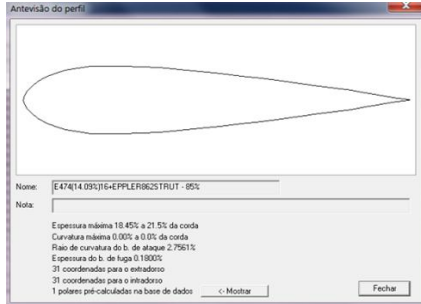


Figura 105: Vista detalhada do perfil.

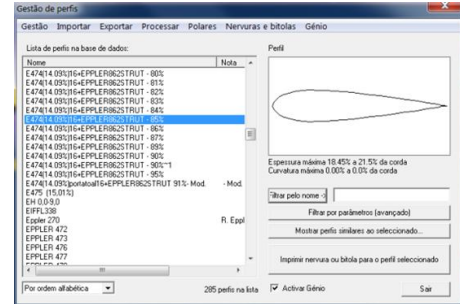


Figura 106: Voltar a lista dos perfis e “Imprimir nervura ou bitola para o perfil seleccionado”.

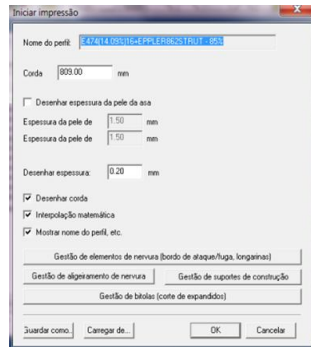


Figura 107: “OK”.

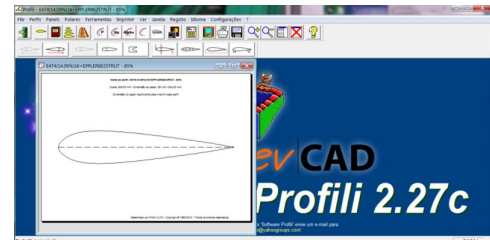


Figura 108: Vista do perfil.

## A.4 Apagar perfis criados pelo utilizador:

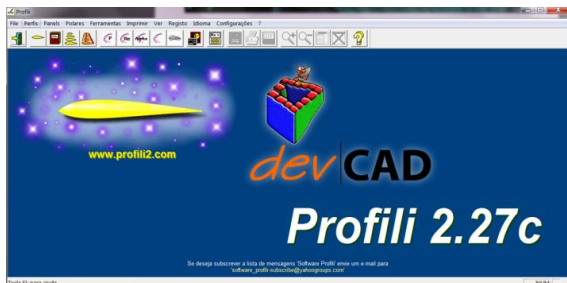


Figura 109: “Perfis”.



Figura 110: “Gestão da base de perfis”.

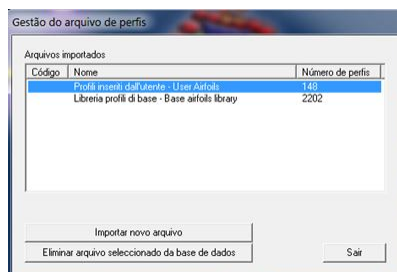


Figura 111: Seleccionar os perfis criados para os apagar.

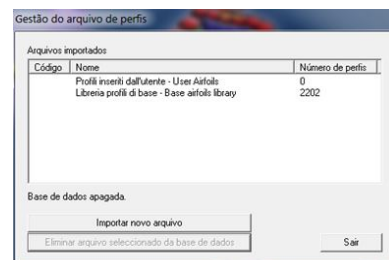


Figura 112: “Eliminar”.



## A.5 Gerar perfis simétricos:

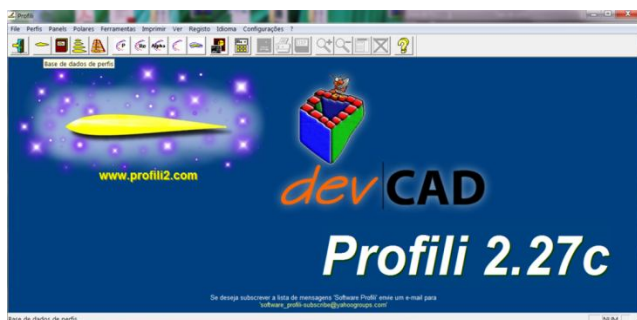


Figura 113: “Base de dados de perfis”.

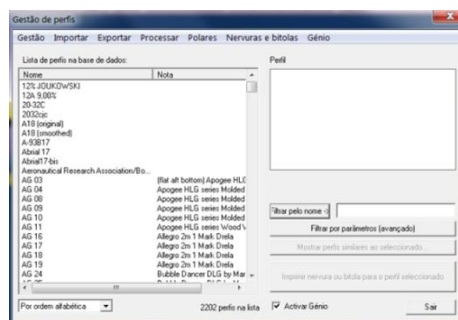


Figura 114: “Filtrar por parâmetros (avancado)”.

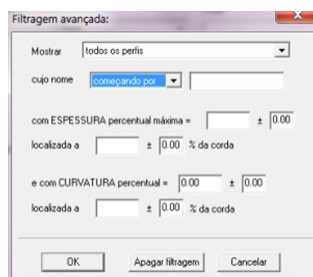


Figura 115: Pôr tudo a zeros.

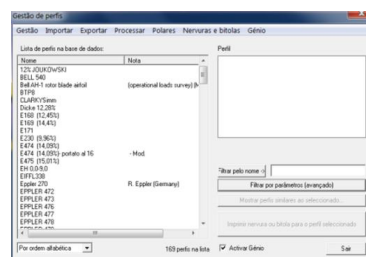


Figura 116: Passámos de 2202 perfis para 169.

## A.6 Gerar perfis combinados:

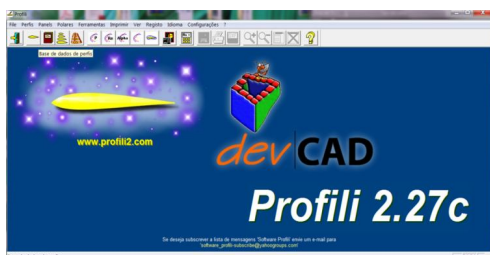


Figura 117: “Base de dados de perfis”.



Figura 118: “Não”.

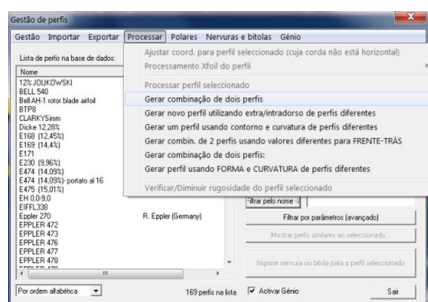


Figura 119: “Gerar combinação de dois perfis”.

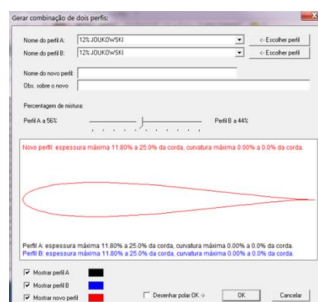


Figura 120: Escolher os perfis que se pretende combinar, dar nome ao novo perfil e escolher a percentagem de cada um.

E a partir de agora este perfil gerado juntasse a lista d perfis e podemos calcular os coeficiente e ter as suas propriedades.

## Anexo B - CATIA

### B.1 Primeiro contacto com o software

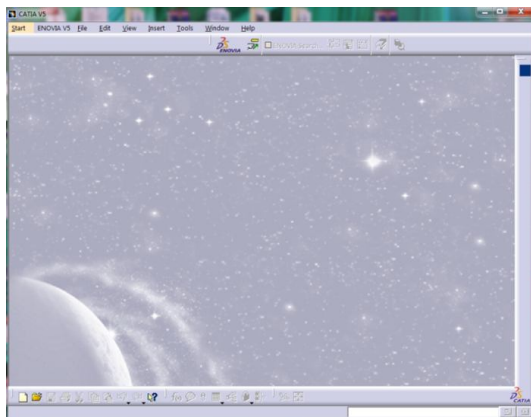


Figura 121: Ambiente de trabalho do CATIA V5.

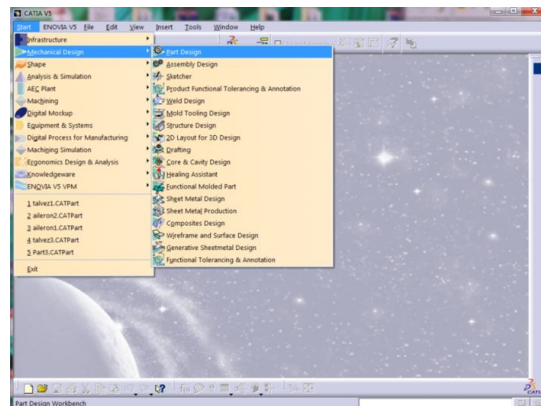


Figura 122: Criar um projecto novo.

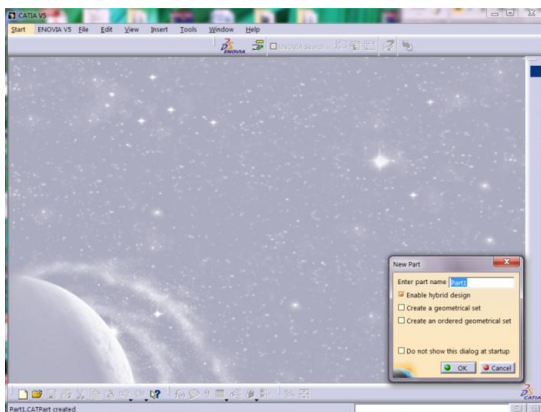


Figura 123: “OK”.

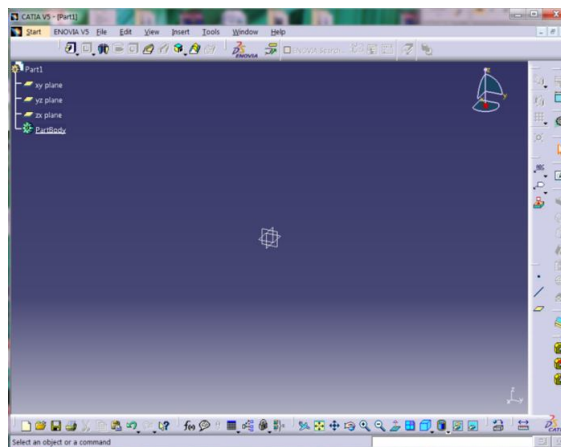


Figura 124: Área de trabalho.

### B.2 Desenhar os perfis:

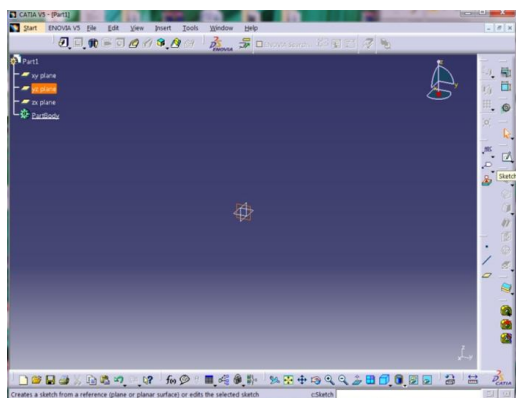


Figura 125: Seleccionar o plano onde se pretende trabalhar e “Sketch”.

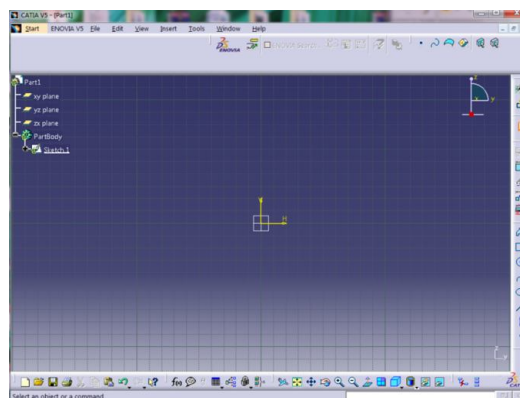
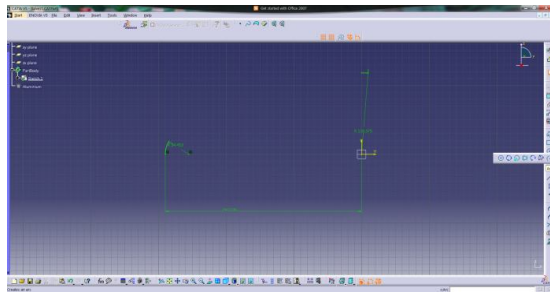
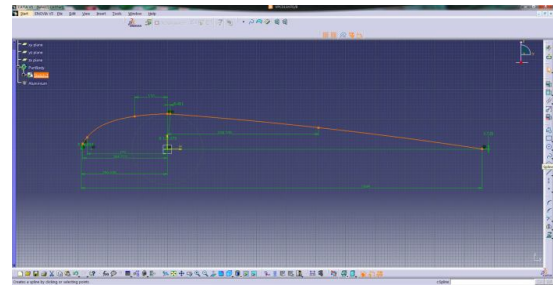


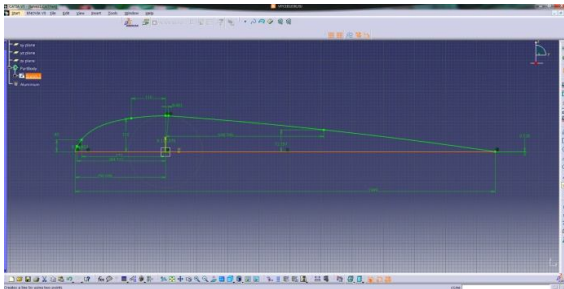
Figura 126: Do lado direito tem-se varias ferramentas de desenho.



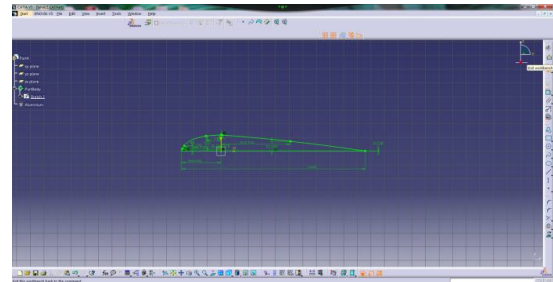
**Figura 127:** Começar por desenhar os dados que se tem do perfil 2.27c.



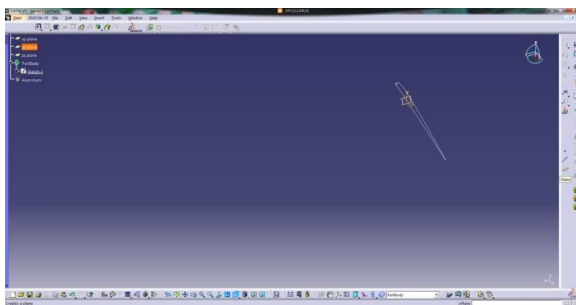
**Figura 128:** “Spline”.



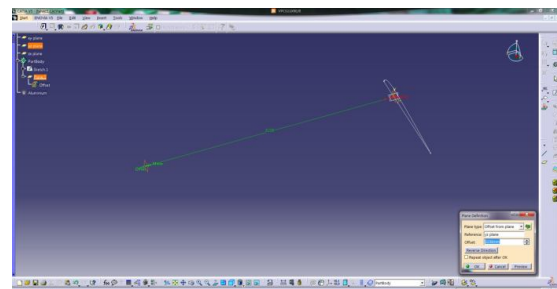
**Figura 129:** “Line”.



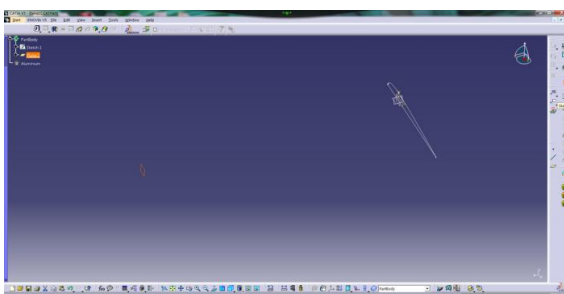
**Figura 130:** Para sair do sketch seleccionar “Exit workbench”.



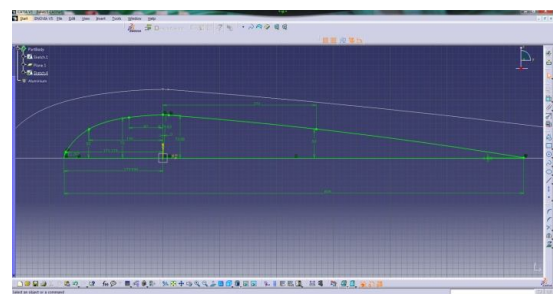
**Figura 131:** Criar um plano.



**Figura 132:** Seleccionar o perfil que se pretende e a distância.



**Figura 133:** Desenhar o segundo perfil no novo plano.



**Figura 134:** Perfil da ponta.



### B.3 Criar a asa:

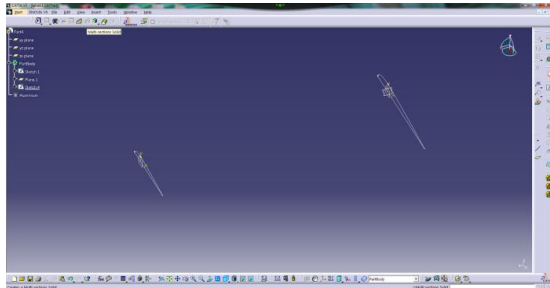


Figura 135: Usar as ferramentas de desenho 3D.

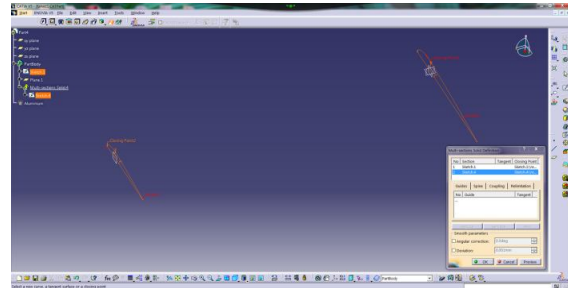


Figura 136: “Multi-sections Solid”.

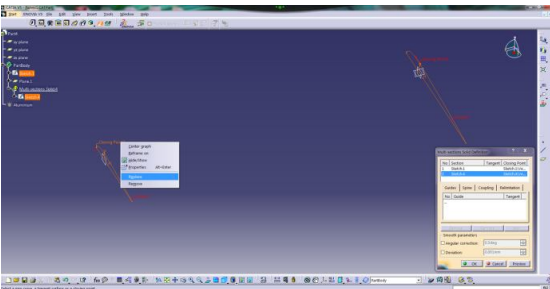


Figura 137: Atenção que o closing point tem de estar no mesmo ponto nos dois perfis.

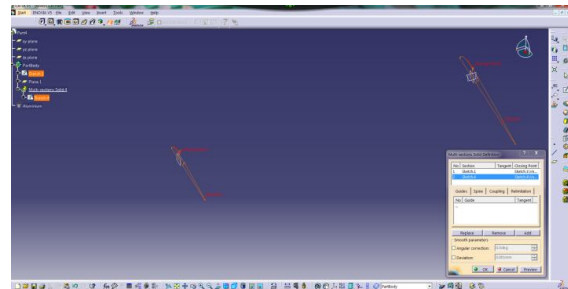


Figura 138: Depois do “Replace”.

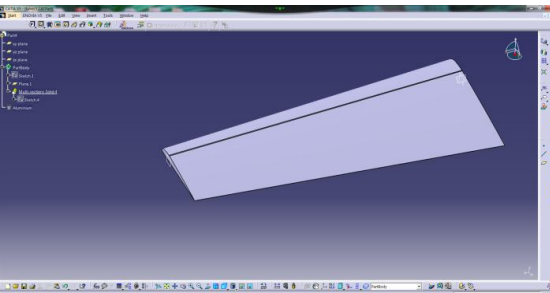


Figura 139: Metade da asa.

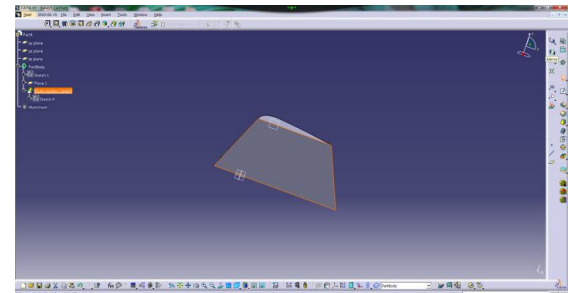


Figura 140: “Mirror” da parte de baixo da metade da asa.

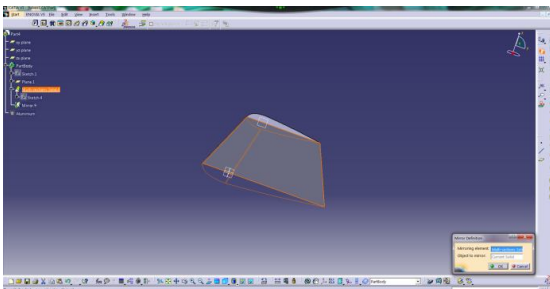


Figura 141: “OK”.

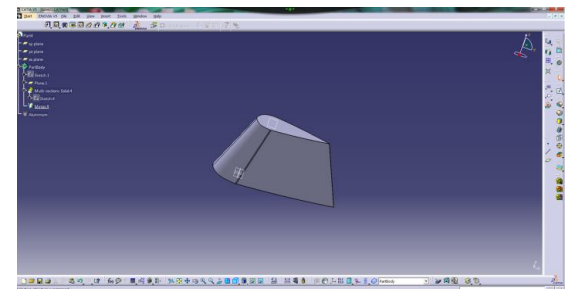


Figura 142: Asa.

#### B.4 Cortar o aileron:

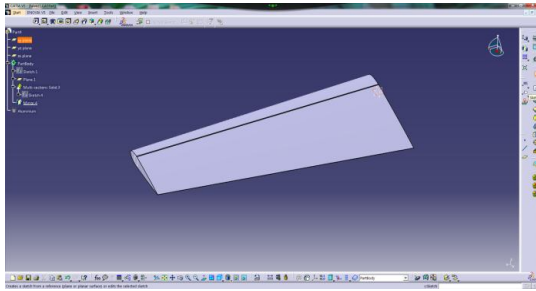


Figura 143: Seleccionar o plano “xy plane”.

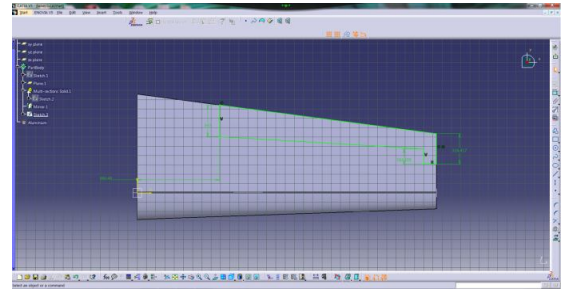


Figura 144: Desenhar o aileron.

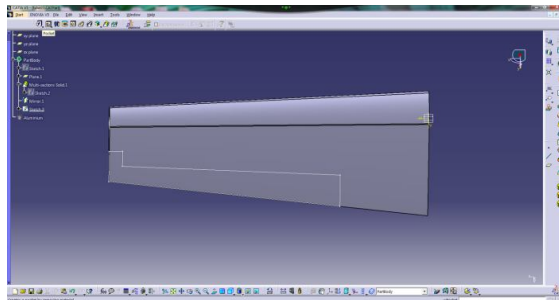


Figura 145: “Pocket”.

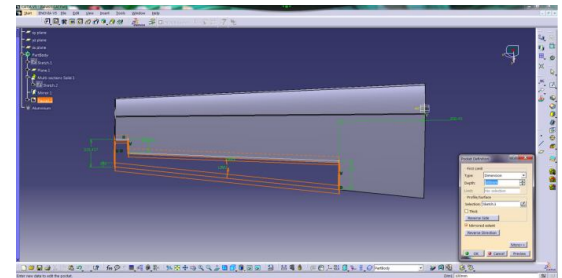


Figura 146: Seleccionar “Mirrored extent”.

#### B.5 Criar a chapa:

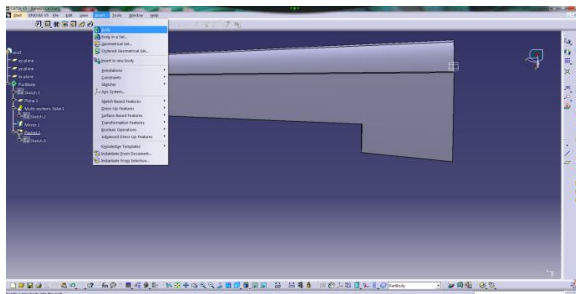


Figura 147: “Insert”, “Body”.

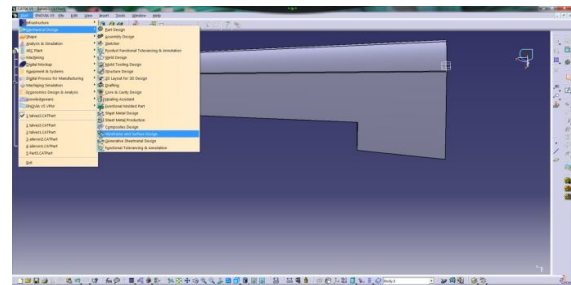


Figura 148: “Wireframe and Surface Design”.

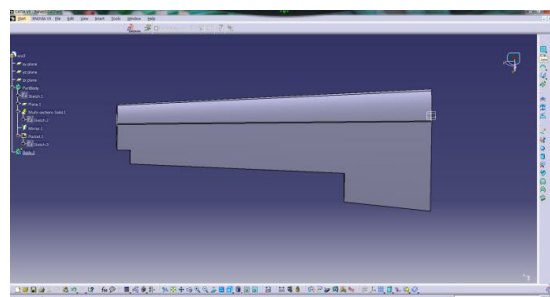


Figura 149: “Join”.

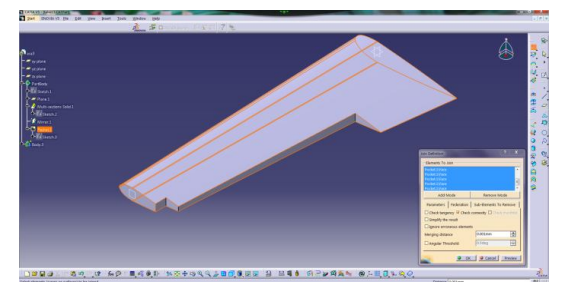


Figura 150: Seleccionar onde se terá chapa.

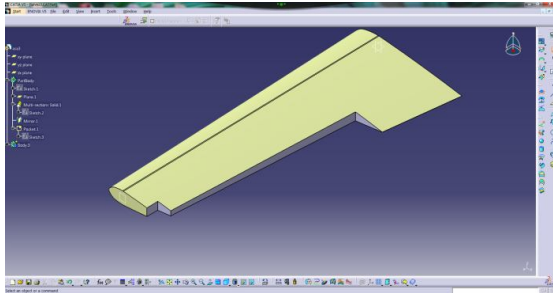


Figura 151: Atenção que esta “película” não é a chapa.

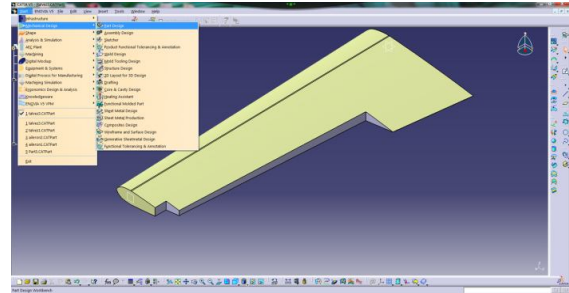


Figura 152: Voltar a “Part Design”.

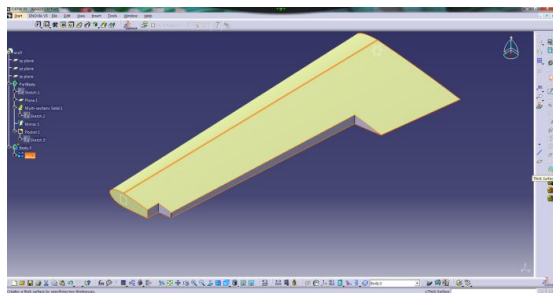


Figura 153: “Thick Surface”.

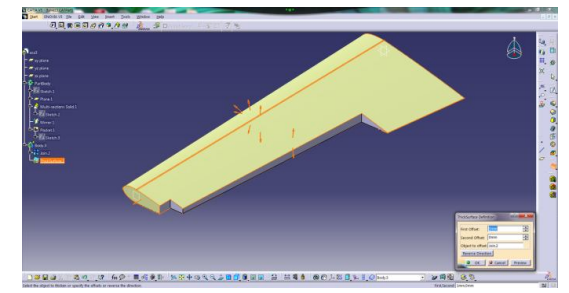


Figura 154: A chapa é criada de dentro para fora.

## B.6 Pôr o novo corpo dentro do outro e desenho dos perfis na estrutura interna:

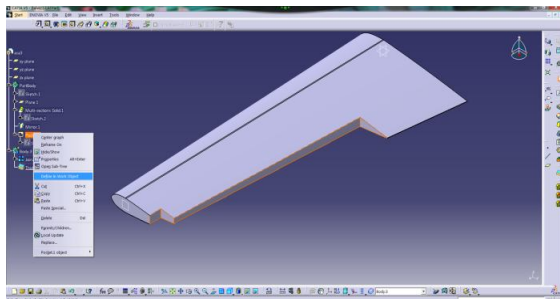


Figura 155: “Define In Work Object”.

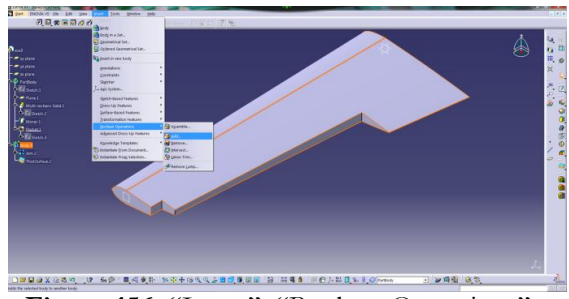


Figura 156: “Insert”, “Boolean Operations” e “Add”.

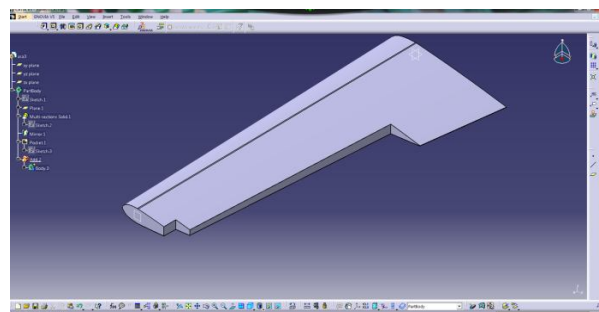
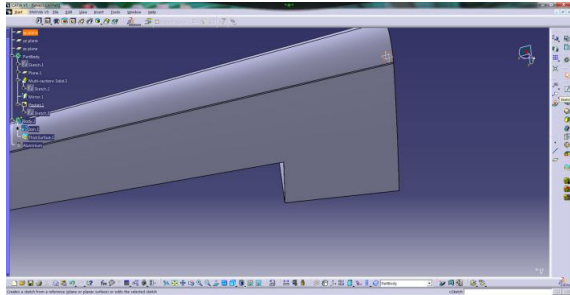
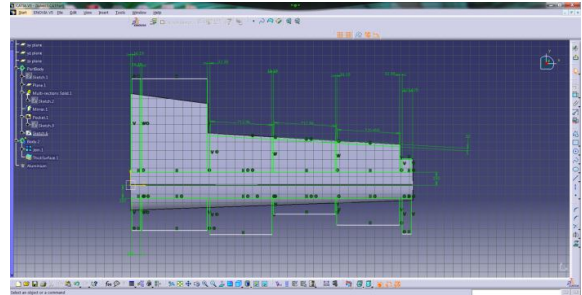


Figura 157: Reparar que desta forma passou-se a ter somente um corpo.

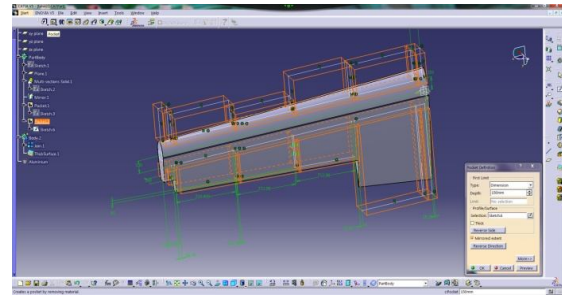
Mas neste caso não conseguimos depois trabalhar os corpos em separado, então o que se fez foi alterar o corpo original e fazer de novo o “Add”.



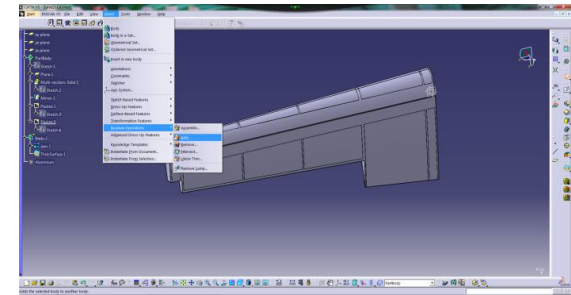
**Figura 158:** Seleccionar um plano.



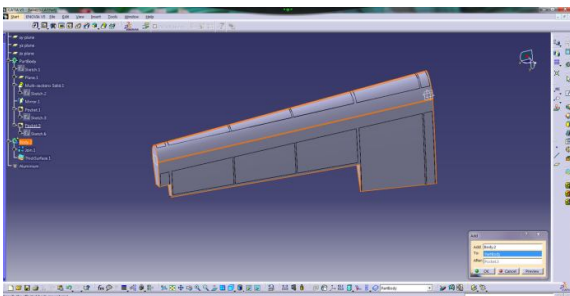
**Figura 159:** Desenhar a estrutura interna da asa.



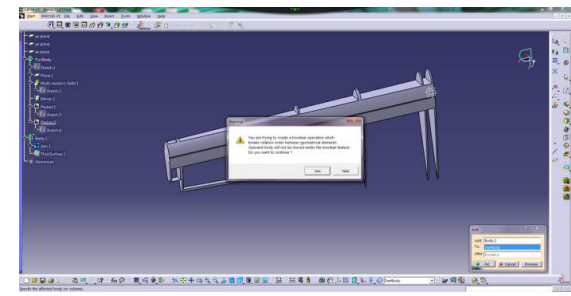
**Figura 160:** “Pocket”.



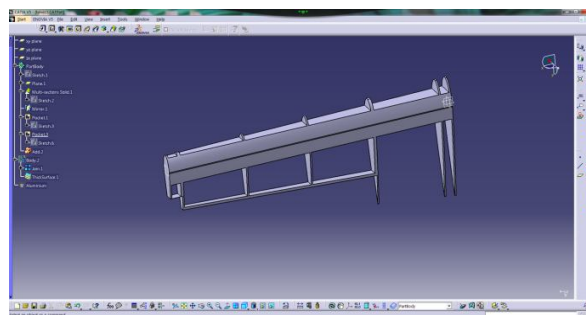
**Figura 161:** Fazer o “Add” novamente.



**Figura 162:** Seleccionar o “Body 2”.



**Figura 163:** O corpo passará a ser um só, mas ainda com a propriedade de se poderem trabalhar em separado (“Yes”).



**Figura 164:** “Hide” “Body 2”, não desaparece o corpo por inteiro, somente a chapa.

## B.7 Material nas peças

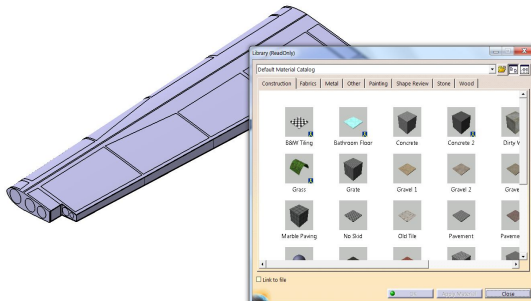


Figura 165: Barra de ferramentas, “Apply Material”.

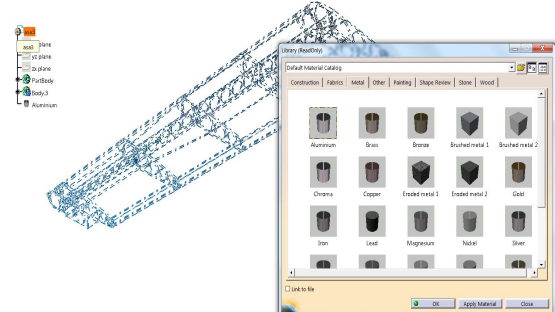


Figura 166: Escolher o material e arrastá-lo para cima do ail.2 e OK.

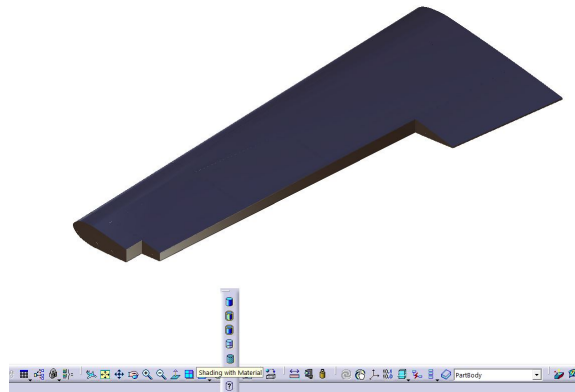


Figura 167: Para se ver a peça com o material escolhe-se “shading with material”.

## B.8 Achar o f1

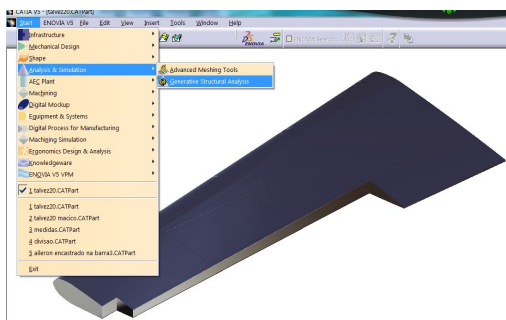


Figura 168: “Analysis & Simulation”, “Generative Structural Analysis”.

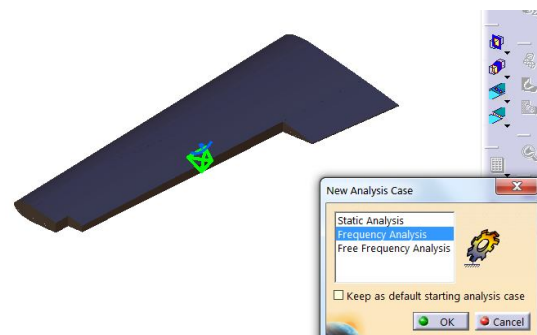
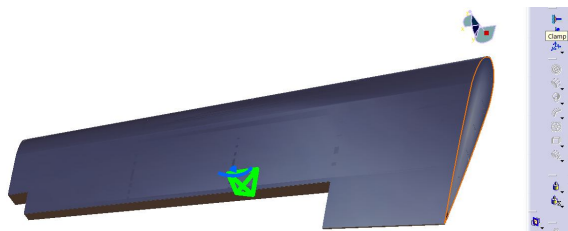
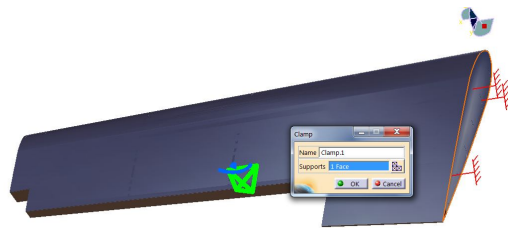


Figura 169: “Frequency Analysis”.

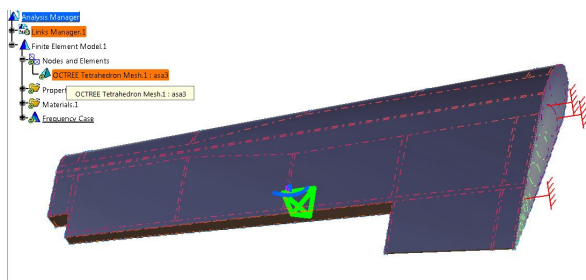




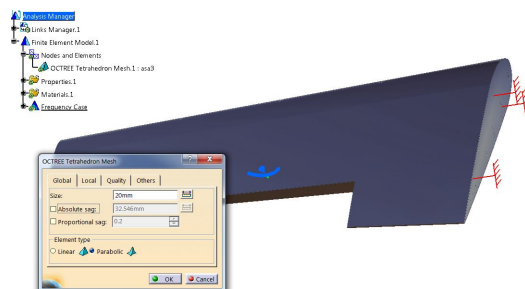
**Figura 170:** Seleccionar a área que estará encastrada e “Clamp”.



**Figura 171:** “OK”, ver a simbologia que apareceu na superfície.



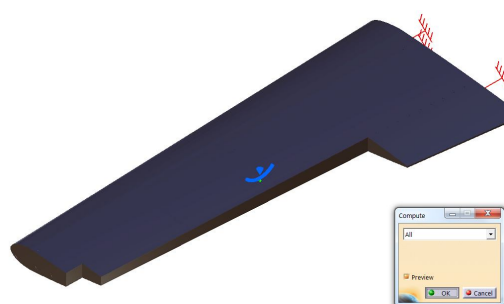
**Figura 172:** Abrir “Nodes and Elements”.



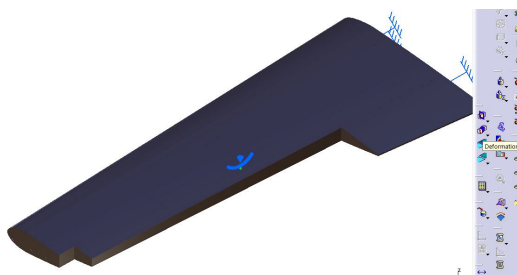
**Figura 173:** Duplo-click e escolher a malha.



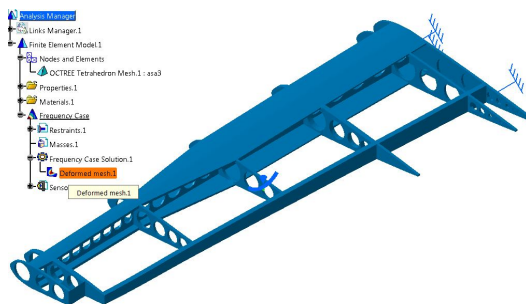
**Figura 174:** “Compute”.



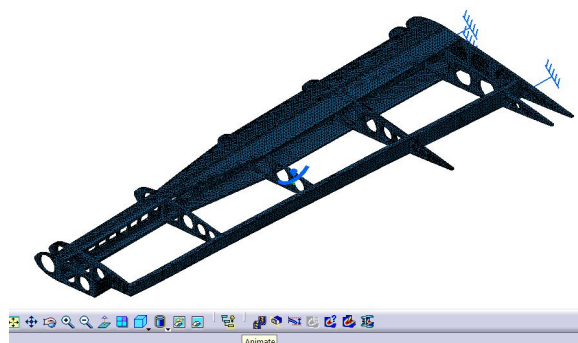
**Figura 175:** “All”, “OK” e “Yes”.



**Figura 176:** “Deformation”.

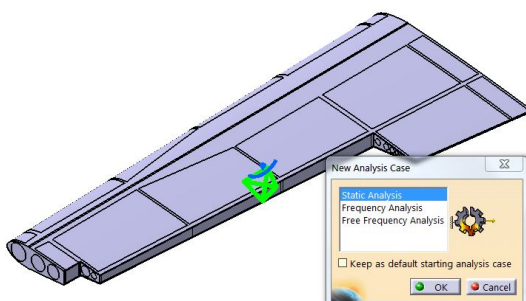


**Figura 177:** “Frequency Case”, “Frequency Case Solution” e “Deformation”.

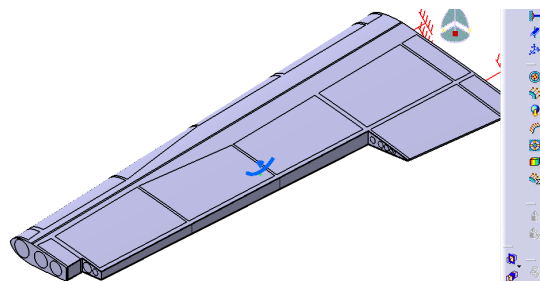


**Figura 178:** Tabela com as frequências naturais e pode-se ver o movimento de cada frequência com o “Animate”.

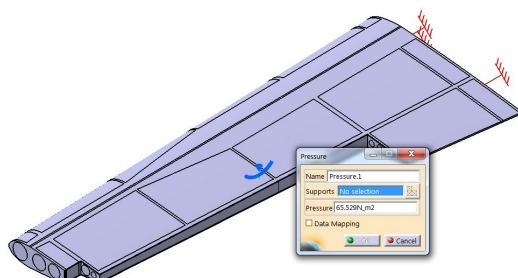
## B.9 Testes de força



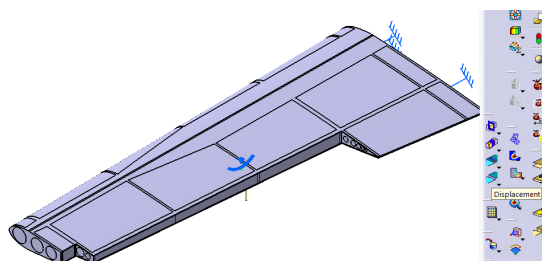
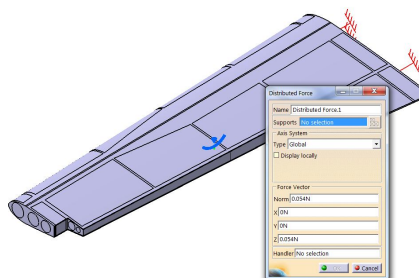
**Figura 179:** “Analysis & Simulation”, “Generative Structural Analysis” e “Static Analysis”.



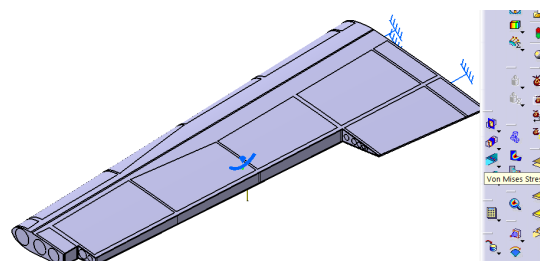
**Figura 180:** Fazer o encastramento igual ao da Figura 155 e aplicar as pressões (“Pressure”) e forças distributivas (“Distributed Force”).



**Figura 181:** Escolher as superfícies e no quadro indicar as força e as suas direcção e fazer como mostra na figura 175 e 176.



**Figura 182:** Para obter os deslocamentos clicar em “displacement”.



**Figura 183:** O ícone “Von Mises Stress” fornece os valores da tensão de Von Mises ao longo da asa.





## Anexo C

No capítulo dedicado a análise dos perfis apenas estão os perfis usados para combinações. Neste anexo encontra-se esses quadros com todos os perfis e resultados obtidos e testados. Deu-se o mesmo nome aos quadros que no capítulo 4 para ser mais fácil e rápido a sua consulta.

### C.1 Perfil da raiz

De seguida, foram usados os três primeiros perfis do Quadro 20 para explicar melhor como escolher estes valores.

**Quadro 17:** Primeiro perfil (12% JOUKOWSKI).

'12% JOUKOWSKI' a 9477000 Re - Mach=0.0000 - NCrit=9.00					5.5	6.0	6.5	7.0	7.5	8.0	8.5	9.0	9.5	10.0	10.5	11.0	11.5	12.0	12.5
Alfa	Cl	Cd	Cl/Cd	Cm	0.6393	0.6966	0.7538	0.8107	0.8673	0.9236	0.9793	1.0350	1.0886	1.1412	1.1960	1.2505	1.3042	1.3563	1.4077
0.0	0.0000	0.0049	0.0000	0.0000	0.0063	0.0065	0.0067	0.0069	0.0072	0.0075	0.0078	0.0080	0.0083	0.0087	0.0091	0.0095	0.0099	0.0106	0.0112
0.5	0.0585	0.0050	11.7000	0.0000	101.4762	107.1692	112.5075	117.4928	120.4583	123.1467	125.5513	129.3750	131.1566	131.1724	131.4286	131.6316	131.7374	127.9528	125.6875
1.0	0.1170	0.0050	23.4000	-0.0002	-0.0011	-0.0011	-0.0011	-0.0010	-0.0010	-0.0009	-0.0007	-0.0005	0.0001	0.0008	0.0011	0.0014	0.0017	0.0023	0.0029
1.5	0.1754	0.0051	34.3922	-0.0003															
2.0	0.2337	0.0052	44.9423	-0.0005															
2.5	0.2920	0.0053	55.0943	-0.0006															
3.0	0.3502	0.0054	64.8519	-0.0007															
3.5	0.4084	0.0055	74.2545	-0.0008															
4.0	0.4663	0.0057	81.8070	-0.0009															
4.5	0.5241	0.0059	88.8305	-0.0010															
5.0	0.5820	0.0060	97.0000	-0.0011															

**Quadro 18:** Segundo perfil (BELL 540).

'BELL 540' a 9477000 Re - Mach=0.0000 - NCrit=9.00					6.0	7.0	7.5	8.0	8.5	9.0	9.5	11.0	11.5	12.0	12.5	13.0
Alfa	Cl	Cd	Cl/Cd	Cm	0.6955	0.8064	0.8633	0.9200	0.9766	1.0330	1.0888	1.2536	1.3080	1.3618	1.4152	1.4680
0.0	0.0000	0.0054	0.0000	0.0000	0.0064	0.0066	0.0070	0.0074	0.0077	0.0080	0.0084	0.0099	0.0104	0.0109	0.0114	0.0119
0.5	0.0583	0.0054	10.7963	0.0000	108.6719	122.1818	123.3286	124.3243	126.8312	129.1250	129.6190	126.6263	125.7692	124.9358	124.1404	123.3613
1.0	0.1167	0.0054	21.6111	-0.0002												
1.5	0.1750	0.0055	31.8182	-0.0003												
2.0	0.2332	0.0056	41.6429	-0.0004												
2.5	0.2915	0.0058	50.2586	-0.0005												
3.0	0.3496	0.0059	59.2542	-0.0006												
3.5	0.4076	0.0061	66.8197	-0.0006												
4.0	0.4655	0.0063	73.8889	-0.0007												
5.0	0.5810	0.0065	89.3846	-0.0009												
5.5	0.6385	0.0064	99.7656	-0.0010												

**Quadro 19:** Terceiro perfil (Bell AH-1 rotor blade airfoil).

Bell AH-1 rotor blade airfoil a 9477000 Re - Mach=0.0000 - NCrit=9.00									
Alfa	Cl	Cd	Cl/Cd	Cm					
0.0	0.0000	0.0054	0.0000	0.0000	6.0	0.6955	0.0064	108.6719	-0.0009
0.5	0.0583	0.0054	10.7963	0.0000	7.0	0.8064	0.0066	122.1818	0.0000
1.0	0.1167	0.0054	21.6111	-0.0002	7.5	0.8633	0.0070	123.3286	0.0000
1.5	0.1750	0.0055	31.8182	-0.0003	8.0	0.9200	0.0074	124.3243	0.0001
2.0	0.2332	0.0056	41.6429	-0.0004	8.5	0.9766	0.0077	126.8312	0.0002
2.5	0.2915	0.0058	50.2586	-0.0005	9.0	1.0330	0.0080	129.1250	0.0003
3.0	0.3496	0.0059	59.2542	-0.0006	9.5	1.0888	0.0084	129.6190	0.0004
3.5	0.4076	0.0061	66.8197	-0.0006	11.0	1.2536	0.0099	126.6263	0.0012
4.0	0.4655	0.0063	73.8889	-0.0007	11.5	1.3080	0.0104	125.7692	0.0015
5.0	0.5810	0.0065	89.3846	-0.0009	12.0	1.3618	0.0109	124.9358	0.0019
5.5	0.6385	0.0064	99.7656	-0.0010	12.5	1.4152	0.0114	124.1404	0.0022
					13.0	1.4680	0.0119	123.3613	0.0027

**Quadro 20:** Perfis simétricos da base de dados do profili 2.27c para Re=9476818.

	$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
12% JOUKOWSKI	11.5	1.3042	0.0099	131.7374	0.0017
BELL 540	9.5	1.0888	0.0084	129.6190	0.0004
Bell AH-1 rotor blade airfoil	9.5	1.0888	0.0084	129.6190	0.0004
CLARKYSimm	9.0	0.9143	0.0097	94.2577	0.0103
Dicke 12,28%	8.0	0.8725	0.0084	103.8690	0.0012
E168 (12,45%)	9.5	1.0505	0.0086	122.1512	0.0043
E169 (14,4%)	11.0	1.2139	0.0101	120.1881	0.0046
E171	8.0	0.8725	0.0084	103.8690	0.0012
E474 (14,09%)	9.5	1.0460	0.0073	143.2877	0.0102
E474 (14,09%)- portato al 16	10.0	1.0999	0.0071	154.9155	0.0125
E475 (15,01%)	9.0	0.9734	0.0069	141.0725	0.0117
Eppler 270	9.5	0.8807	0.0079	111.4810	0.0469
EPPLER 472	10.0	1.1412	0.0079	144.4557	0.0047
EPPLER 473	10.0	1.0750	0.0075	143.3333	0.0174
EPPLER 476	8.5	0.9147	0.0084	108.8929	0.0030

EPPLER 477	9.5	1.0257	0.0093	110.2903	0.0039
EPPLER 478	10.5	1.1613	0.0087	133.4828	0.0081
EPPLER 479	11.5	1.2676	0.0095	133.4316	0.0091
EPPLER 862 STRUT	11.0	1.3856	0.0091	152.2637	-0.0334
EPPLER 863 STRUT	10.0	1.2643	0.0085	148.7412	-0.0363
EPPLER E837 HYDROFOIL	9.0	0.9683	0.0096	100.8646	-0.0005
Eppler EA 6 [-1] – 012	11.0	1.2165	0.0092	132.2283	0.0040
EPPLER EA 6(-1)-009	7.5	0.8467	0.0069	122.7101	-0.0010
EPPLER EA 6(-1)-012	11.0	1.2165	0.0092	132.2283	0.0040
FX LIII-142 K 25	9.0	0.9887	0.0088	112.3523	0.0047
GOE 409	9.0	0.9510	0.0075	126.8000	0.0100
GOE 410	10.5	1.1957	0.0086	139.0349	0.0031
GOE 459	8.0	0.8197	0.0068	120.5441	0.0161
GOE 460	11.0	0.9903	0.0103	96.1456	0.0425
HAR	11.5	0.9277	0.0093	99.7527	0.0767
HN-275S	9.0	0.9979	0.0084	118.7976	0.0017
HN-316S	10.0	1.0919	0.0094	116.1596	0.0051
HN-976S	9.5	1.0530	0.0087	121.0345	0.0022
Horten II Tropfen symétrique 10%	9.0	1.0073	0.0083	121.3614	-0.0010
Misto 50-50 S1046-S8035	8.5	0.9335	0.0078	119.6795	0.0044
N16012PR	9.5	0.9314	0.0091	102.3516	0.0173
N16015PR	10.5	0.9301	0.0099	93.9495	0.0385
N16018PR	12.5	0.9999	0.0127	78.7323	0.0625
N16021PR	12.5	0.8749	0.0149	58.7181	0.00839
N631A012	11.5	1.2596	0.0105	119.9619	-0.0017
N63A-010	9.5	1.0500	0.0087	120.6897	-0.0025
N641A012	11.0	1.2009	0.0101	118.9010	-0.0016

N651-012	11.0	1.1957	0.0103	116.0874	-0.0027
N652-015	10.5	1.1274	0.0102	110.5294	-0.0009
NA0018T	10.5	1.0282	0.0100	102.8200	0.0244
NA012-63	10.0	1.1119	0.0085	130.8118	0.0015
NA012-64	11.0	1.1784	0.0093	126.7097	0.0058
NA012-B	12.5	1.3991	0.0104	134.5288	0.0076
NA63-009	8.5	0.9499	0.0082	115.8415	-0.0037
NA63-010	10.0	1.1146	0.0093	119.8495	-0.0040
NA64-009	8.0	0.8921	0.0078	114.3718	-0.0037
NA64-010	10.0	1.1084	0.0093	119.1828	-0.0037
NA641012	12.0	1.3147	0.0112	117.3839	-0.0025
NA64A010	9.5	1.0433	0.0087	119.9195	-0.0018
NA65-010	8.5	0.9401	0.0082	114.6463	-0.0042
NACA 0007	7.5	0.8339	0.0071	117.4507	-0.0004
NACA 0008	10.0	1.1061	0.0092	120.2283	0.0005
NACA 0009	8.5	0.9555	0.0077	124.0909	-0.0018
NACA 0010	11.0	1.2216	0.0098	124.6531	0.0003
NACA 0011	10.0	1.1223	0.0088	127.5341	-0.0011
NACA 0012	10.0	1.1172	0.0088	126.9545	0.0004
NACA 0013	11.5	1.2844	0.0101	127.1683	0.0000
NACA 0014	10.0	1.1138	0.0087	128.0230	0.0019
NACA 0015	11.5	1.2710	0.0099	128.3838	0.0036
NACA 0015 by profili	11.5	1.2710	0.0099	128.3838	0.0036
NACA 0016	11.0	1.2211	0.0096	127.1979	0.0027
NACA 0016- 30-20	10.5	1.1986	0.0084	142.6905	0.0056
NACA 0016- 30-25	12.0	1.3485	0.0101	133.5149	0.0038
NACA 0016- Mod,30-20	12.0	1.3743	0.0097	141.6804	0.0043

NACA 0016- Mod,40-30	10.5	1.1993	0.0087	137.8506	0.0037
NACA 0016- Mod,40-32	10.5	1.1943	0.0088	135.7159	0.0030
NACA 0016- Mod,40-35	11.0	1.2366	0.0093	132.9677	0.0035
NACA 0018	11.0	1.2200	0.0096	127.0833	0.0030
NACA 0018- Mod,40-30	12.0	1.3659	0.0097	140.8144	0.0056
NACA 0018- Mod,40-32	11.0	1.2551	0.0091	137.9231	0.0030
NACA 0018- Mod,40-35	11.0	1.2429	0.0093	133.6452	0.0027
NACA 0020	10.5	1.1622	0.0093	124.9677	0.0034
NACA 16018	12.5	0.9931	0.0130	76.3923	0.0637
NACA 63012 <sup>a</sup>	11.5	1.2596	0.0105	119.9619	-0.0017
NACA 63-015 <sup>a</sup>	11.5	1.2495	0.0107	116.7757	-0.0001
NACA 63-018	11.0	1.2200	0.0109	111.9266	-0.0049
NACA 63A010	9.5	1.0500	0.0087	120.6897	-0.0025
NACA 63A018	10.5	1.0436	0.0102	102.3137	0.0251
NACA 64-012 <sup>a</sup>	11.0	1.2009	0.0101	118.9010	-0.0016
NACA 642-015	12.0	1.3058	0.0115	113.5478	-0.0017
NACA 642-015 <sup>a</sup>	12.0	1.2913	0.0111	116.3333	0.0004
NACA 64A-010 10,0%	10.0	1.0803	0.0097	111.3711	0.0016
NACA 64A018	9.5	0.9359	0.0096	97.4896	0.0234
NACA 65-019	8.0	0.8359	0.0092	90.8587	0.0023
NACA 66-021	9.5	0.6288	0.0140	44.9143	0.0620
NACA 67A018	12.5	0.9478	0.0150	63.1867	0.0667
NACA 77 A	9.0	1.0104	0.0084	120.2857	0.0003
NACA M3	12.0	1.3375	0.0103	129.8544	-0.0025
NACA0009	8.5	0.9269	0.0080	115.8625	0.0042
NACA-0009 9,0% smoothed	8.5	0.9269	0.0080	115.8625	0.0042
NACA0012	10.0	1.1174	0.0088	126.9773	0.0004

NACA0018	11.5	1.2655	0.0101	125.2970	0.0047
NASA SC(2)-0010	11.5	1.2910	0.0104	124.1346	-0.0043
NASA SC(2)-0012	10.5	1.1943	0.0098	121.8673	-0.0064
NASA-LANGLEY 64-012	12.0	1.3149	0.0112	117.4018	-0.0026
NASA-LANGLEY LS(1)-0013	11.0	1.2807	0.0104	123.1442	-0.0159
RAF 27	9.0	0.9785	0.0084	116.4881	0.0034
RAF 30	10.5	1.1354	0.0090	126.1556	0.0064
Rs001t	9.5	1.0743	0.0084	127.8929	-0.0017
Ryan BQM-34	9.5	1.0546	0.0084	125.5476	0.0008
RYAN BQM-34 FIREBEE WING	10.5	1.1701	0.0093	125.8172	-0.0006
S1012	9.5	1.0372	0.0087	119.2184	0.0022
S1014	7.5	0.7699	0.0078	98.7051	0.0077
S1016	7.5	0.7146	0.0077	92.8052	0.0193
S1046 17% (Danny Howell)	7.0	0.7999	0.0067	119.3881	-0.0025
S1048 14% (Danny Howell)	10.5	1.1328	0.0100	113.2800	0.0061
S8035 for RC aerobatic 14% thick	9.5	1.0000	0.0081	123.4568	0.0143
S8035-17,5%	11.5	1.1583	0.0094	123.2234	0.0272
SD8020	9.0	0.9629	0.0082	117.4268	0.0089
ST CYR 171 (ROYER)	12.0	1.3153	0.0103	127.6990	0.0084
ST CYR 172 (ROYER)	9.5	0.9648	0.0081	119.1111	0.0256
STCYR171	12.0	1.3153	0.0103	127.6990	0.0084
STCYR172	9.5	0.9648	0.0081	119.1111	0.0256
WORTMANN FX 71-089 <sup>a</sup>	11.0	1.2452	0.0087	143.1264	0.0036
WORTMANN FX L V-152	10.5	1.1841	0.0110	107.6455	-0.0069
WORTMANN FX-L-142-25	8.0	0.9026	0.0080	112.8250	0.0003

**Quadro 21:** Combinação dos perfis com melhores características do Quadro 20.

		$\alpha$	$C_l$	$C_d$	$C_l/C_d$	$C_m$
raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 50%		11.0	1.2389	0.0093	133.2151	0.0015
raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 60%		11.5	1.2918	0.0097	133.1753	0.0030
raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 70%		11.0	1.2332	0.0092	134.0435	0.0046
raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 80%		12.0	1.3477	0.0100	134.7700	0.0047
raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 90%		12.5	1.4003	0.0104	134.6442	0.0063
raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 95%		12.5	1.3998	0.0104	134.5962	0.0069
raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 40%		10.5	1.1887	0.0094	126.4574	-0.0009
raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 30%		12.0	1.3430	0.0107	125.5140	0.0001
raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 20%		12.0	1.3488	0.0109	123.7431	-0.0021
raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 10%		8.5	0.9766	0.0080	122.0750	-0.0046
raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 5%		9.0	1.0307	0.0085	121.2588	-0.0048
Perfis usados para a combinação	NA012-B	12.5	1.3991	0.0104	134.5288	0.0076
	S1046 17% (Danny Howell)	7.0	0.7999	0.0067	119.3881	-0.0025

**Quadro 22:** Combinação dos dois perfis de maior eficiência do Quadro 20 e Quadro 21.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
	raiz (NA012-B + S1046 17% - 80%) + E474 (14.09%)	10.5	1.1806	0.0085	138.8941	0.0058
	raiz (NA012-B + S1046 17%-80%)+E474 (14.09%) - 60%	11.5	1.2867	0.0094	136.8830	0.0068
	raiz (NA012-B + S1046 17%-80%)+E474 (14.09%) - 70%	10.5	1.1797	0.0087	135.5977	0.0055
	raiz (NA012-B + S1046 17%-80%)+E474 (14.09%) - 80%	12.5	1.4008	0.0104	134.6923	0.0056
	raiz (NA012-B + S1046 17%-80%)+E474 (14.09%) - 90%	12.5	1.4015	0.0104	134.7596	0.0052
	raiz (NA012-B + S1046 17%-80%)+E474 (14.09%) - 95%	12.5	1.4009	0.0104	134.7019	0.0052
	raiz (NA012-B + S1046 17%-80%)+E474 (14.09%) - 40%	8.5	0.9633	0.0072	133.7917	0.0036
	raiz (NA012-B + S1046 17%-80%)+E474 (14.09%) - 30%	8.5	0.9672	0.0070	138.1714	0.0031
	raiz (NA012-B + S1046 17%-80%)+E474 (14.09%) - 20%	9.5	1.0789	0.0074	145.7973	0.0040
	raiz (NA012-B + S1046 17%-80%)+E474 (14.09%) - 10%	10.0	1.1344	0.0075	151.2533	0.0046
	raiz (NA012-B + S1046 17%-80%)+E474 (14.09%) - 5%	9.5	1.0455	0.0069	151.5217	0.0118
Perfis usados para a combinação	raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 80%	12.0	1.3477	0.0100	134.7700	0.0047
	E474 (14,09%)-portato al 16	10.0	1.0999	0.0071	154.9155	0.0125



**Quadro 23:** Combinação do perfil com a 2º maior sustentação do Quadro 21 e com o de maior eficiência do Quadro 20.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 50%		10.5	1.1799	0.0085	138.8118	0.0063
raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 60%		11.5	1.2855	0.0094	136.7553	0.0075
raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 70%		13.0	1.4526	0.0108	134.5000	0.0072
raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 80%		13.0	1.4521	0.0108	134.4537	0.0072
raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 90%		12.5	1.4007	0.0104	134.6827	0.0063
raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 95%		12.5	1.4007	0.0104	134.6827	0.0063
raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 40%		9.5	1.0714	0.0080	133.9250	0.0050
raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 30%		9.0	1.0204	0.0074	137.8919	0.0041
raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 20%		9.5	1.0787	0.0074	145.7703	0.0041
raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 10%		10.5	1.1879	0.0078	152.2949	0.0054
raiz(NA012-B+S1046 17%-90%)+E474(14.09%) 5%		10.5	1.1423	0.0076	150.3026	0.0153
Perfis usados para a combinação	raiz NA012-B + S1046 17% (Danny Howell) 90%	12.5	1.4003	0.0104	134.6442	0.0063
	E474 (14,09%)-portato al 16	10.0	1.0999	0.0071	154.9155	0.0125

**Quadro 24:** Combinação dos perfis de melhor sustentação do Quadro 20.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 50%		13.0	1.5370	0.0103	149.2233	- 0.0132
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 60%		11.5	1.3677	0.0091	150.2967	- 0.0110
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 70%		12.0	1.4070	0.0089	158.0899	- 0.0068
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 80%		10.5	1.2285	0.0078	157.5000	- 0.0038
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 90%		10.0	1.1579	0.0073	158.6164	- 0.0003
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 95%		10.5	1.2042	0.0077	156.3896	0.0020
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 40%		12.0	1.4434	0.0098	147.2857	- 0.0175
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 30%		12.0	1.4545	0.0099	146.9192	- 0.0211
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 20%		11.5	1.4113	0.0096	147.0104	- 0.0248
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 10%		11.0	1.3705	0.0093	147.3656	- 0.0289
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 5%		11.5	1.4297	0.0096	148.9271	- 0.0308
Perfis usados para a combinação	E474 (14,09%)- portato al 16	10.0	1.0999	0.0071	154.9155	0.0125
	EPPLER 862 STRUT	11.0	1.3856	0.0091	152.2637	- 0.0334

**Quadro 25:** Refinamento do perfil “E474 (14,09%)- portato al 16” entre 90% e 95%.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
E474(14.09%)portatoal16+ EPPLER862STRUT 91%		10.0	1.1565	0.0073	158.4227	0.000
Perfis usados para a combinação	E474 (14,09%)- portato al 16	10.0	1.0999	0.0071	154.9155	0.0125
	EPPLER 862 STRUT	11.0	1.3856	0.0091	152.2637	-0.0334

## C.2 Perfil da ponta

**Quadro 26:** Perfis simétricos da base de dados do profili 2.27c para  $Re=5683280$ .

	$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
12% JOUKOWSKI	10.0	1.1360	0.0094	120.8511	0.0015
BELL 540	9.5	1.0849	0.0092	117.9239	0.0009
Bell AH-1 rotor blade airfoil	9.5	1.0849	0.0092	117.9239	0.0009
CLARKYSimm	7.0	0.7175	0.0082	87.5000	0.0074
E168 (12,45%)	10.0	1.1237	0.0100	112.3700	-0.0002
E169 (14,4%)	10.5	1.1697	0.0105	111.4000	0.0018
E474 (14,09%)	9.0	0.9820	0.0074	132.7027	0.0118
E474 (14,09%)- portato al 16	10.5	1.1268	0.0080	140.8500	0.0186
E475 (15,01%)	9.0	0.9600	0.0074	129.7297	0.0146
EPPLER 472	9.5	1.1096	0.0082	135.3171	-0.0009
EPPLER 473	9.0	0.9816	0.0071	138.2535	0.0132
EPPLER 476	8.5	0.9045	0.0089	101.6292	0.0048
EPPLER 477	10.0	1.0587	0.0103	102.7864	0.0077
EPPLER 478	9.5	1.0506	0.0082	128.1220	0.0079
EPPLER 479	11.0	1.2268	0.0096	127.7917	0.0058
EPPLER 862 STRUT	10.5	1.3194	0.0094	140.3617	-0.0312
EPPLER 863 STRUT	11.0	1.3236	0.0099	133.6970	-0.0282

EPPLER E837 HYDROFOIL	9.0	0.9526	0.0104	91.5962	0.0020
FX 71-L-150-25	8.0	0.8755	0.0102	85.8333	0.0031
FX 71-L-150-30	10.5	1.1246	0.0123	91.4309	0.0076
FX LIII-142 K 25	9.0	0.9842	0.0093	105.8280	0.0053
GOE 410	11.5	1.2938	0.0098	132.0204	0.0053
GOE 460	10.0	0.7210	0.0094	76.7021	0.0776
Griffith 30% thick symmetrical suction airfoil	11.5	0.7986	0.0344	23.2151	0.0245
HAR	11.0	0.8824	0.0102	86.5098	0.0740
HN-316S	8.5	0.9457	0.0087	108.7011	0.0007
HN-976S	8.5	0.9470	0.0086	110.1163	0.0010
Horten II Tropfen symétrique 10%	9.0	1.0007	0.0091	109.9670	0.0000
Misto 50-50 S1046-S8035	10.0	1.0594	0.0093	113.9140	0.0121
N16015PR	10.0	0.8639	0.0103	83.8738	0.0416
N16018PR	11.5	0.8865	0.0128	69.2578	0.0653
N16021PR	12.0	0.8027	0.0155	51.7871	0.0882
N631-012	12.0	1.3068	0.0126	103.7143	-0.0005
N63A-010	7.5	0.8168	0.0078	104.7179	0.0010
N641A012	12.0	1.2850	0.0129	99.6124	0.0016
N652-015	11.0	1.1200	0.0119	94.1176	0.0099
NA0018T	6.5	0.6449	0.0068	94.8382	0.0162
NA012-63	10.5	1.1762	0.0099	118.8081	-0.0010
NA012-64	12.0	1.2767	0.0114	111.9912	0.0069
NA012-B	10.0	1.1070	0.0094	117.7660	0.0096
NA63-010	10.0	1.1035	0.0104	106.1058	-0.0021
NA64-010	10.0	1.0961	0.0104	105.3942	-0.0016
NA641012	12.5	1.3351	0.0135	98.8963	0.0024
NACA 0009	9.0	1.0021	0.0090	111.3444	-0.0003

NACA 0010	8.5	0.9603	0.0085	112.9765	-0.0026
NACA 0011	10.5	1.1699	0.0103	113.5825	-0.0001
NACA 0012	10.5	1.1840	0.0102	116.0784	-0.0027
NACA 0013	10.5	1.1755	0.0102	115.2451	-0.0004
NACA 0014	11.0	1.2255	0.0106	115.6132	0.0007
NACA 0015	11.0	1.2151	0.0105	115.7238	0.0033
NACA 0015 by profili	11.0	1.2151	0.0105	115.7238	0.0033
NACA 0016	11.0	1.2039	0.0104	115.7596	0.0060
NACA 0016- 30-20	11.0	1.2620	0.0097	130.1031	0.0037
NACA 0016- 30-25	11.0	1.2349	0.0101	122.2673	0.0040
NACA 0016- Mod,30-20	11.0	1.2621	0.0097	130.1134	0.0037
NACA 0016- Mod,40-30	11.0	1.2558	0.0099	126.8485	0.0033
NACA 0016- Mod,40-32	10.5	1.1862	0.0095	124.8632	0.0045
NACA 0016- Mod,40-35	9.5	1.0668	0.0088	121.2273	0.0036
NACA 0018	10.5	1.1516	0.0099	116.3232	0.0055
NACA 0018- Mod,40-30	10.0	1.1424	0.0088	129.8182	0.0045
NACA 0018- Mod,40-32	11.0	1.2386	0.0098	126.3878	0.0061
NACA 0018- Mod,40-35	11.0	1.2259	0.0100	122.5900	0.0059
NACA 0020	12.5	1.3061	0.0120	108.8417	0.0172
NACA 16018	12.0	0.9241	0.0136	67.9425	0.0674
NACA 63-015 <sup>a</sup>	11.5	1.2386	0.0118	104.9661	0.0012
NACA 63-018	9.5	1.0606	0.0105	101.0095	-0.0055
NACA 63A010	7.5	0.8168	0.0078	104.7179	0.0010
NACA 63A018	9.5	0.9411	0.0103	91.3689	0.0238
NACA 64-012 <sup>a</sup>	12.0	1.2850	0.0129	99.6124	0.0016
NACA 642-015	9.0	0.9977	0.0101	98.7822	-0.0040
NACA 642-015 <sup>a</sup>	9.0	0.9722	0.0101	96.2574	0.0005

NACA 64A018	9.0	0.8713	0.0101	86.2673	0.0251
NACA 65-019	7.5	0.7641	0.0096	79.5937	0.0056
NACA 66-021	2.5	0.3031	0.0037	81.9189	-0.0080
NACA 67A018	11.5	0.8317	0.0148	56.1959	0.0702
NACA M3	9.5	1.0567	0.0092	114.8587	-0.0006
NACA0012	10.5	1.1843	0.0102	116.1078	-0.0028
NACA0018	10.5	1.1496	0.0100	114.9600	0.0058
NACA-LANGLEY SYMMETRICAL, SUPERCritical	9.0	0.8681	0.0093	93.3441	0.0296
NASA SC(2)-0010	12.5	1.3817	0.0130	106.2846	-0.0017
NASA SC(2)-0012	11.0	1.2346	0.0110	112.2364	-0.0038
NASA-LANGLEY 64-012	12.0	1.2873	0.0131	98.2672	0.0016
NASA-LANGLEY LS(1)-0013	11.5	1.3256	0.0119	111.3950	-0.0149
RAF 27	9.0	1.0027	0.0093	107.8172	-0.0024
RAF 30	11.0	1.2077	0.0106	113.9340	0.0017
Rs001t	10.0	1.1200	0.0099	113.1313	-0.0003
Ryan BQM-34	10.5	1.1592	0.0104	111.4615	0.0011
RYAN BQM-34 FIREBEE WING	10.0	1.1123	0.0100	111.2300	-0.0004
S1012	9.0	0.9756	0.0090	108.4000	0.0034
S1014	7.0	0.6995	0.0081	86.3580	0.0108
S1016	8.0	0.7218	0.0089	81.1011	0.0275
S1046 17% (Danny Howell)	7.5	0.8510	0.0073	116.5753	-0.0017
S1048 14% (Danny Howell)	10.0	1.0886	0.0104	104.6731	0.0034
S8035 for RC aerobatic 14% thick	8.5	0.9025	0.0078	115.7051	0.0114
S8035-17,5%	10.5	1.0733	0.0091	117.9451	0.0221
SD8020	8.5	0.9301	0.0085	109.4235	0.0038
ST CYR 171 (ROYER)	10.0	1.1138	0.0097	114.8247	0.0038
ST CYR 172 (ROYER)	12.0	1.3206	0.0113	116.8673	0.0073

STCYR171	10.0	1.1138	0.0097	114.8247	0.0038
STCYR172	12.0	1.3206	0.0113	116.8673	0.0073
WORTMANN FX 71-120	13.0	1.4656	0.0113	129.6991	0.0051
WORTMANN FX L V-152	10.5	1.1741	0.0122	96.2377	-0.0058
WORTMANN FX-L-142-25	8.5	0.9517	0.0091	104.5824	0.0014

**Quadro 27:** Combinação dos perfis com melhores características do Quadro 26.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
WORTMANN FX71-120+NACA66-021 50%		9.5	0.9011	0.0094	95.8617	0.0285
WORTMANN FX71-120+NACA66-021 60%		10.0	0.9950	0.0093	106.9892	0.0232
WORTMANN FX71-120+NACA66-021 70%		<b>-Erro -</b>				
WORTMANN FX71-120+NACA66-021 80%		12.0	1.2838	0.0103	124.6408	0.0141
WORTMANN FX71-120+NACA66-021 90%		12.5	1.3830	0.0106	130.4717	0.0080
WORTMANN FX71-120+NACA66-021 95%		13.0	1.4602	0.0111	131.5495	0.0048
WORTMANN FX71-120+NACA66-021 40%		7.5	0.7001	0.0084	83.3452	0.0235
WORTMANN FX71-120+NACA66-021 30%		7.5	0.6427	0.0091	70.6264	0.0323
WORTMANN FX71-120+NACA66-021 20%		4.0	0.4067	0.0061	66.6721	0.0041
WORTMANN FX71-120+NACA66-021 10%		2.5	0.2948	0.0039	75.5897	-0.0057
WORTMANN FX71-120+NACA66-021 5%		2.5	0.3000	0.0038	78.9474	-0.0071
Perfis usados para a combinação	WORTMANN FX 71-120	13.0	1.4656	0.0113	129.6991	0.0051
	NACA 66-021	2.5	0.3031	0.0037	81.9189	-0.0080

**Quadro 28:** Combinação do perfil com melhor eficiência do Quadro 26 com o do Quadro 27.

	$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 50%	13.0	1.4344	0.0110	130.4000	0.0110
E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 60%	13.0	1.4250	0.0110	129.5455	0.0131
E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 70%	13.0	1.4145	0.0111	127.4324	0.0153
E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 80%	9.0	0.9736	0.0074	131.5676	0.0145
E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 90%	10.0	1.0775	0.0078	138.1410	0.0168
E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 95%	10.5	1.1253	0.0081	138.9259	0.0189
E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 40%	12.0	1.3222	0.0102	129.6275	0.0112
E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 30%	<b>- Erro -</b>				
E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 20%	12.0	1.3362	0.0102	131.0000	0.0081
E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 10%	13.0	1.4558	0.0110	132.3455	0.0060
E474(14.09%)16+(WORTFX71-120+NACA66-0.21-95%) 5%	13.0	1.4585	0.0111	131.3964	0.0053
Perfis usados para a combinação	E474 (14,09%)- portato al 16	10.5	1.1268	0.0080	140.8500
	WORTMANN FX71-120+NACA66-021 95%	13.0	1.4602	0.0111	131.5495



**Quadro 29:** Combinação dos perfis com melhor eficiência do Quadro 26.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT - 50%		12.0	1.4205	0.0102	139.2647	-0.0123
E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT - 60%		12.0	1.4049	0.0098	143.3571	-0.0080
E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT - 70%		11.5	1.3383	0.0092	145.4674	-0.0045
E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT - 80%		11.0	1.2714	0.0087	146.1379	-0.0013
E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT - 90%		11.0	1.2561	0.0086	146.0581	0.0025
E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT - 95%		10.0	1.1380	0.0079	144.0506	0.0039
E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT - 40%		11.5	1.3786	0.0101	136.4950	-0.0160
E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT - 30%		11.0	1.3348	0.0099	134.8283	-0.0195
E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT - 20%		12.5	1.4950	0.0111	134.6847	-0.0210
E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT - 10%		10.5	1.3047	0.0095	137.3368	-0.0269
E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT - 5%		11.0	1.3648	0.0098	139.2653	-0.0290
Perfis usados para a combinação	E474 (14,09%)- portato al 16	10.5	1.1268	0.0080	140.8500	0.0186
	EPPLER 862 STRUT	10.5	1.3194	0.0094	140.3617	-0.0312

**Quadro 30:** Refinamento do perfil “E474(14.09%)16+EPPLER862STRUT” entre 80% e 90%.

		$\alpha$	$c_l$	$c_d$	$c_l/c_d$	$c_m$
E474(14.09%)16+ EPPLER862STRUT - 81%		11.0	1.2699	0.0087	145.9655	-0.0008
E474(14.09%)16+ EPPLER862STRUT - 82%		11.0	1.2683	0.0087	145.7816	-0.0005
E474(14.09%)16+ EPPLER862STRUT - 83%		10.5	1.2129	0.0083	146.1325	-0.0006
E474(14.09%)16+ EPPLER862STRUT - 84%		10.5	1.2117	0.0083	145.9880	-0.0002
E474(14.09%)16+ EPPLER862STRUT - 85%		10.5	1.2095	0.0083	145.7229	0.0001
E474(14.09%)16+ EPPLER862STRUT - 86%		11.5	1.3160	0.0091	144.6154	0.0014
Perfis usados para a combinação	E474 (14,09%)- portato al 16	10.5	1.1268	0.0080	140.8500	0.0186
	EPPLER 862 STRUT	10.5	1.3194	0.0094	140.3617	-0.0312
Perfis com cm melhor ou magnitude igual ao do combinado	Horten II Tropfen symétrique 10%	9.0	1.0007	0.0091	109.9670	0.0000
	NACA 0011	10.5	1.1699	0.0103	113.5825	-0.0001

## Anexo D

**Quadro 31:** Dados mais relevantes de cada perfil da Figura 48.

perfil	comprimento	Re	$c_l$	$c_d$	$c_m$	$l_{final}$	$d_{final}$	$m_{final}$
A	1349	9476818	1,4685	0,0102	0,0045	402,9071	2,798537	1,665541
B	1343,6	9438882	1,4679	0,0102	0,0046	401,1303	2,787335	1,68895
C	1338,2	9400947	1,4683	0,0102	0,0045	399,627	2,776132	1,63898
D	1332,8	9363012	1,4681	0,0103	0,0046	397,9602	2,792037	1,661907
E	1327,4	9325076	1,4678	0,0103	0,0046	396,2668	2,780725	1,648468
F	1322	9287141	1,4687	0,0103	0,0044	394,8967	2,769413	1,563992
G	1316,6	9249206	1,4677	0,0103	0,0046	393,0159	2,7581	1,621752
H	1311,2	9211270	1,4685	0,0103	0,0044	391,6173	2,746788	1,538543
I	1305,8	9173335	1,4677	0,0103	0,0046	389,792	2,735476	1,595255
J	1300,4	9135399	1,4679	0,0103	0,0045	388,233	2,724163	1,547695
K	1295	9097464	1,468	0,0103	0,0045	386,6471	2,712851	1,534868
L	1289,6	9059529	1,4673	0,0103	0,0046	384,8513	2,701539	1,555919
M	1284,2	9021593	1,4676	0,0103	0,0046	383,3181	2,690227	1,542915
N	1278,8	8983658	1,4674	0,0103	0,0046	381,6543	2,678914	1,529967
O	1273,4	8945723	1,4673	0,0103	0,0046	380,0167	2,667602	1,517073
P	1268	8907787	1,4671	0,0103	0,0047	378,3537	2,65629	1,536934
Q	1262,6	8869852	1,4675	0,0103	0,0046	376,8451	2,644978	1,491449
R	1257,2	8831916	1,467	0,0103	0,0046	375,1055	2,633665	1,478719
S	1251,8	8793981	1,4673	0,0103	0,0047	373,5707	2,622353	1,497913
T	1246,4	8756046	1,4674	0,0103	0,0046	371,9846	2,611041	1,453422
U	1241	8718110	1,4667	0,0103	0,0047	370,1963	2,599728	1,472178
V	1235,6	8680175	1,4668	0,0104	0,0047	368,6106	2,613546	1,459394
W	1230,2	8642240	1,4676	0,0103	0,0045	367,1998	2,577104	1,385106
X	1224,8	8604304	1,4674	0,0103	0,0046	365,5381	2,565792	1,403483
Y	1219,4	8566369	1,4678	0,0103	0,0045	364,0257	2,554479	1,360893
Z	1214	8528433	1,4672	0,0103	0,0046	362,2655	2,543167	1,378841
AA	1208,6	8490498	1,4674	0,0103	0,0046	360,7033	2,531855	1,366602
AB	1203,2	8452563	1,4672	0,0103	0,0046	359,0427	2,520542	1,354417
AC	1197,8	8414627	1,4676	0,0103	0,0046	357,5288	2,50923	1,342287
AD	1192,4	8376692	1,4684	0,0102	0,0045	356,1109	2,473666	1,301294
AE	1187	8338757	1,4691	0,0102	0,0043	354,6672	2,462464	1,232222
AF	1181,6	8300821	1,4687	0,0102	0,0044	352,9576	2,451261	1,249432
AG	1176,2	8262886	1,4694	0,0102	0,0043	351,512	2,440059	1,209901
AH	1170,8	8224950	1,4677	0,0103	0,0045	349,4934	2,452669	1,254576
AI	1165,4	8187015	1,4693	0,0102	0,0043	348,2607	2,417654	1,187784
AJ	1160	8149080	1,4683	0,0103	0,0044	346,4111	2,430044	1,20417
AK	1154,6	8111144	1,4685	0,0103	0,0044	344,8454	2,418732	1,192984
AL	1149,2	8073209	1,4676	0,0102	0,0046	343,0223	2,384047	1,235572
AM	1143,8	8035274	1,4678	0,0102	0,0046	341,4569	2,372844	1,223988

NA	1138,4	7997338	1,4676	0,0102	0,0046	339,7986	2,361642	1,212458
AO	1133	7959403	1,4675	0,0102	0,0046	338,1637	2,350439	1,200982
AP	1127,6	7921467	1,4685	0,0102	0,0044	336,7813	2,339237	1,137842
AQ	1122,2	7883532	1,4682	0,0102	0,0045	335,1	2,328035	1,152582
AR	1116,8	7845597	1,468	0,0102	0,0045	333,4421	2,316832	1,141517
AS	1111,4	7807661	1,4679	0,0102	0,0045	331,8072	2,30563	1,130504
AT	1106	7769726	1,4673	0,0102	0,0046	330,0601	2,294427	1,144424
AU	1100,6	7731791	1,468	0,0103	0,0045	328,6053	2,305609	1,10864
AV	1095,2	7693855	1,4672	0,0103	0,0046	326,8148	2,294297	1,122183
AW	1089,8	7655920	1,4676	0,0103	0,0045	325,2921	2,282985	1,086989
AX	1084,4	7617984	1,4677	0,0103	0,0045	323,7023	2,271672	1,076243
AY	1079	7580049	1,4672	0,0103	0,0046	321,9806	2,26036	1,08923
AZ	1073,6	7542114	1,4657	0,0103	0,0049	320,0417	2,249048	1,148683
BA	1068,2	7504178	1,4661	0,0103	0,0048	318,5189	2,237736	1,113949
BB	1062,8	7466243	1,4658	0,0103	0,0049	316,8438	2,226423	1,125688
BC	1057,4	7428308	1,4652	0,0104	0,0049	315,1049	2,236617	1,114278
BD	1052	7390372	1,4655	0,0104	0,0049	313,5599	2,225195	1,102926
BE	1046,6	7352437	1,465	0,0104	0,005	311,844	2,213773	1,113911
BF	1041,2	7314501	1,4652	0,0104	0,0049	310,2773	2,202351	1,080397
BG	1035,8	7276566	1,4646	0,0104	0,005	308,5417	2,190929	1,09104
BH	1030,4	7238631	1,4646	0,0104	0,005	306,9332	2,179506	1,079694
BI	1025	7200695	1,465	0,0104	0,005	305,408	2,168084	1,068407
BJ	1019,6	7162760	1,4644	0,0104	0,0051	303,6746	2,156662	1,078323
BK	1014,2	7124825	1,4644	0,0104	0,0051	302,0663	2,14524	1,066931
BL	1008,8	7086889	1,4648	0,0104	0,005	300,5401	2,133818	1,034902
BM	1003,4	7048954	1,4639	0,0104	0,0051	298,7476	2,122396	1,044329
BN	998	7011018	1,4638	0,0104	0,0052	297,1196	2,110974	1,053376
BO	992,6	6973083	1,4635	0,0104	0,0052	295,4513	2,099552	1,042008
BP	987,2	6935148	1,4644	0,0104	0,005	294,0247	2,08813	0,991058
BQ	981,8	6897212	1,4632	0,0105	0,0052	292,1768	2,096676	1,019456
BR	976,4	6859277	1,4634	0,0104	0,0052	290,6095	2,065285	1,008272
BS	971	6821342	1,4631	0,0104	0,0053	288,943	2,053863	1,016327
BT	965,6	6783406	1,4643	0,0104	0,005	287,5718	2,042441	0,948164
BU	960,2	6745471	1,4637	0,0104	0,0052	285,8464	2,031019	0,975092
BV	954,8	6707536	1,4641	0,0104	0,0052	284,3165	2,019597	0,964156
BW	949,4	6669600	1,4639	0,0104	0,0052	282,6699	2,008175	0,953281
BX	944	6631665	1,4638	0,0104	0,0052	281,043	1,996753	0,942467
BY	938,6	6593729	1,4635	0,0104	0,0052	279,378	1,985331	0,931716
BZ	933,2	6555794	1,4641	0,0104	0,0051	277,8846	1,973909	0,903314
CA	927,8	6517859	1,463	0,0104	0,0053	276,069	1,962487	0,927905
CB	922,4	6479923	1,4638	0,0104	0,0052	274,6123	1,951064	0,899831
CC	917	6441988	1,4636	0,0104	0,0052	272,9674	1,939642	0,889326
CD	911,6	6404053	1,4633	0,0104	0,0053	271,3043	1,92822	0,895784
CE	906,2	6366117	1,464	0,0104	0,0052	269,8262	1,916798	0,868501

CF	900,8	6328182	1,4639	0,0104	0,0052	268,2	1,905376	0,858181
CG	895,4	6290246	1,4629	0,0104	0,0054	266,4101	1,893954	0,880536
CH	890	6252311	1,4634	0,0104	0,0053	264,8939	1,882532	0,853837
CI	884,6	6214376	1,4625	0,0104	0,0055	263,1248	1,871111	0,875338
CJ	879,2	6176440	1,4621	0,0104	0,0055	261,447	1,859688	0,864683
CK	873,8	6138505	1,4622	0,0104	0,0055	259,859	1,848265	0,854094
CL	868,4	6100570	1,4617	0,0104	0,0056	258,1648	1,836843	0,858908
CM	863	6062634	1,4617	0,0104	0,0056	256,5595	1,825421	0,848259
CN	857,6	6024699	1,4618	0,0104	0,0056	254,9715	1,813999	0,837677
CO	852,2	5986763	1,4613	0,0104	0,0057	253,2794	1,802577	0,841932
CP	846,8	5948828	1,4606	0,0104	0,0058	251,5539	1,791155	0,84588
CQ	841,4	5910893	1,4604	0,0105	0,0058	249,9156	1,796846	0,835126
CR	836	5872957	1,4607	0,0105	0,0057	248,3626	1,785314	0,810226
CS	830,6	5835022	1,4603	0,0105	0,0058	246,6908	1,773782	0,813825
CT	825,2	5797087	1,4596	0,0105	0,0059	244,9695	1,76225	0,817127
CU	819,8	5759151	1,4593	0,0105	0,006	243,3165	1,750718	0,820136
CV	814,4	5721216	1,4589	0,0105	0,0061	241,6475	1,739186	0,822857



## Anexo E

**Quadro 32:** Valores obtidos para o coeficiente de sustentação da asa usando a equação 13.

$\alpha$	$C_L$
0	0
1	0,1168
2	0,2336
3	0,3504
4	0,4672
5	0,584
6	0,7008
7	0,8176
8	0,9344
9	1,0512
10	1,168
11	1,2848
12	1,4016
13	1,5184